

DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE CARGA
CATEGORÍA COMMUTER

NUBIA FERNANDA VILLEGAS CAMARGO

FUNDACION UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA D.C., COLOMBIA
2014

DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE CARGA
CATEGORÍA COMMUTER

NUBIA FERNANDA VILLEGAS CAMARGO

Proyecto de grado presentado para optar el título de
Ingeniería Aeronáutica

Director:
Eduardo Fadul Aguirre
Ingeniero Aeronáutico
MSc ingeniero Mecánico

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA D.C., COLOMBIA
2014

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C. (25 de marzo de 2014)

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados Calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento.

Estos corresponden únicamente a la autora.

A mi padre Dios y la Virgen María, quienes pusieron a mi madre, Ana Villegas, como guía y apoyo incondicional en la travesía de la vida.

Con todo amor a mi madre quien me ha impulsado siempre a tener sueños y cumplir mis metas.

Fernanda Villegas

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a Dios por sus bendiciones y poner en mi camino invaluables personas.

Agradezco a la Dra. Martha Cecilia Lozano, quien me incentivo desde pequeña el amor a las matemáticas, pieza clave en la elección de mi futuro.

Agradezco también al Ingeniero Eduardo Fadul, por su constante apoyo, dedicación, respaldo y paciencia a lo largo de este proyecto, quien con sus conocimientos y experiencia me ha motivado a descubrir una nueva perspectiva de la aeronáutica.

Agradezco a los docentes y compañeros que hicieron parte de mi formación académica y personal, en especial a mi amiga y colega, Angie Katherine Arias, juntas descubrimos este mundo y juntas terminamos esta etapa, que es tan solo el inicio de una gran aventura. A mis dos colegas y amigos, Fernando Cuadros y Mauricio Rodríguez, a quienes admiro su búsqueda incansable por el conocimiento.

Finalmente mis gracias a la Fundación Universitaria los Libertadores, como institución educadora a lo largo de estos cinco años.

RESUMEN

Para desarrollar este proyecto se realizó un diseño conceptual y preliminar, teniendo como guía los requerimientos bajo los cuales operaría la aeronave, utilizando dimensiones físicas de aeronaves similares como referencia, se identificaron los parámetros para realizar un modelamiento tridimensional y se evaluó el rendimiento de la aeronave. Basándose en autores reconocidos en diseño aeronáutico como lo son Edberg Torenbeek, Jan Roskam y Daniel Raymer, entre otros, se siguieron diferentes metodologías en cuanto al diseño conceptual y preliminar.

Inicialmente, para el diseño conceptual de la aeronave de categoría commuter Grizzly, se establecieron unos requisitos en cuanto al performance, teniendo en cuenta la capacidad de carga, el rango, las altitudes, la distancia de despegue, la velocidad máxima, la velocidad de crucero y la velocidad de pérdida con flaps. Todo lo anterior, con el fin de mejorar la aeronave con referencia a las aeronaves de la línea base y adecuarla al terreno colombiano.

Con base en cálculos preliminares se establecieron los pesos de operación, se calculó toda la configuración de la aeronave, prestando gran atención a la geometría y desempeño de la planta alar, con lo que finalmente se realizó el cálculo de performance y estabilidad y control estática con el fin de conocer el rendimiento total de la aeronave.

INTRODUCCIÓN

Por su geografía, infraestructura y conflicto armado, Colombia ha sido un país con dificultad para acceder a diferentes zonas. A muchas poblaciones alejadas solo se puede llegar por vía aérea. Se identifican las necesidades de las aeronaves de enlace ligero y las dificultades de la industria a nivel nacional para proporcionar aeronaves de este tipo. Se propuso la realización de un diseño preliminar de una aeronave capaz de operar en pistas no preparadas, de tal manera que se fortalezca la comunicación e integración del país.

De las tres aeronaves IAI Arava adquiridas inicialmente por la Fuerza Aérea Colombiana en el año 1979, el FAC 1952 permanece en servicio activo y la fuerza aérea ha realizado un gran esfuerzo para mantenerlo operativo, mientras que de los Casa 212, quedan tres aeronaves operativas por lo que la capacidad de las aeronaves de carga ligera del país se encuentra muy disminuida, adicionalmente parte de las aeronaves fueron adquiridas de segunda mano, y gran parte de ellas ya han recibido la actualización de vida media y diferentes mejoras estructurales para mantenerlas operativas, ello genera la necesidad de comenzar a buscar un reemplazo.

Dado que varias de las aeronaves que se encuentran en servicio activo con la Fuerza Aérea poseen más de seis décadas, se ha evidenciado una necesidad por parte de la institución de recuperar las aeronaves con diferentes programas como los PDM de los Hércules ¹, el mantenimiento y la actualización de los Casa 212 y IAI Arava, estos procesos de recuperación de aeronavegabilidad no se podrán seguir realizando de manera indefinida por lo que la institución se verá en la necesidad de reemplazar dichas aeronaves por una moderna, versátil y que responda a las necesidades de la nación. Así mismo, se ve una necesidad de instaurar una política de sustitución de importaciones para que la defensa estratégica de la nación no quede supeditada a deseos y posibles vetos de terceros países en lo referente a la venta y mantenimiento de armamento, de tal modo que finalmente la nación adquiera una capacidad de autodefensa y entre en una política de desarrollo propio de productos con valor agregado.

Se respondió a las necesidades del país con respecto al transporte ligero y comunicación integral con una posible aeronave de categoría commuter, quedando en este proyecto plasmada hasta el diseño preliminar el cual se ajusta a las condiciones de Colombia.

¹ PRIMER MANTENIMIENTO MAYOR [En línea]

Disponible <<http://www.webinfomil.com/2011/09/primer-mantenimiento-mayor-pdm.html>>

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	1
ÍNDICE DE ECUACIONES	6
ÍNDICE DE FIGURAS	13
ÍNDICE DE GRÁFICAS	14
ÍNDICE DE TABLAS	20
LISTADO GENERAL DE SÍMBOLOS Y ABREVIATURAS	23
GLOSARIO	30
OBJETIVOS	32
1. DISEÑO CONCEPTUAL	33
1.1 REQUISITOS	34
1.2 PERFIL DE LA MISIÓN	35
1.3 DISEÑO DE CABINA	35
2. DIMENSIONAMIENTO DEL COMPARTIMIENTO DE CARGA	37
3. CÁLCULOS PRELIMINARES	39
3.1 REGRESIONES POR LÍNEA BASE	39
3.1.1 Peso máximo al despegue vs peso de carga paga	39
3.1.2 Peso vacío vs peso carga paga	41
3.1.3 Peso vacío vs peso de combustible	42
3.1.4 Longitud del fuselaje vs peso máximo por norma	43
3.1.5 Potencia total vs peso máximo por norma	44
3.2 DETERMINACIÓN DE PESOS POR FRACCIONES PARCIALES DE COMBUSTIBLE	45
3.2.1 Peso de combustible a través de rango y consumo específico	49
3.3 DIAGRAMA DE CARGA ALAR CONTRA CARGA DE POTENCIA	50
3.3.1 Velocidad de pérdida	50
3.3.2 Velocidad máxima	51
3.3.3 Carrera de despegue	54
3.3.4 Tasa de ascenso	58
3.3.5 Techo de servicio	59
3.3.6 Techo de crucero	60
3.3.7 Diagrama final de carga alar y carga de potencia	60
3.3.8 Empuje requerido para crucero	62
4. DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR ALAS	65

5.	DIMENSIONAMIENTO FINAL DE LA PLANTA MOTRIZ	82
5.1	DETERMINACIÓN DEL DIÁMETRO DE LA HÉLICE	82
5.1.1	Diámetro de la hélice para la fase de despegue a nivel del mar	83
5.1.2	Diámetro de la hélice para la fase de crucero	83
5.1.3	Velocidad de punta para la hélice	84
5.2	DETERMINACIÓN DE LA EFICIENCIA DE LA HÉLICE	86
5.3	DETERMINACIÓN DEL EMPUJE DISPONIBLE	90
6.	DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR EMPENAJE	92
6.1	ESTIMACIÓN INICIAL DEL PESO	92
6.1.1	Dimensionamiento de los Estabilizadores a través de valores estadísticos	92
6.1.2	Dimensionamiento de los Estabilizadores a través de coeficientes de volumen	93
6.2	ESTABILIZADOR HORIZONTAL	94
6.2.1	Área del estabilizador horizontal	94
6.2.2	Envergadura	95
6.2.3	Cuerda de raíz y punta	95
6.2.4	Cuerda media aerodinámica y su ubicación	96
6.3	ESTABILIZADOR VERTICAL	98
6.3.1	Área del estabilizador vertical	98
6.3.2	Envergadura	99
6.3.3	Cuerda de raíz y punta	99
6.3.4	Cuerda media aerodinámica	100
6.4	DETERMINACIÓN PARCIAL DEL CENTRO DE GRAVEDAD	102
6.4.1	Determinación de pesos	102
6.4.1.1	Peso del ala	103
6.4.1.2	Estabilizador horizontal	104
6.4.1.3	Estabilizador vertical	105
6.4.1.4	Peso del fuselaje	105
6.4.1.5	Sistema de manejo para carga	106
6.4.1.6	Instrumentos	106
6.4.2	Determinación parcial del Centro de Gravedad	107
7.	CALCULO PRELIMINAR DE PERFORMANCE	111
7.1	VELOCIDAD DE PÉRDIDA	111
7.2	VELOCIDAD MÁXIMA	112
7.3	RANGO	113
8.	DIMENSIONAMIENTO FINAL DE LAS ALAS	115
8.1	SELECCIÓN DEL PERFIL	115
8.1.1	Pendiente de lift	118
8.1.2	Máximo coeficiente de Lift y $\alpha_{CL\ max}$	121
8.2	Dispositivos hipersustentadores	126
8.2.1	Geometría de flaps	126
8.2.2	Incremento del C_L por dispositivos hipersustentadores	128

8.2.3	Variación de C_D por flaps	132
8.2.3.1	Incremento del drag inducido por flaps	132
8.2.3.2	Incremento del drag parásito por flaps	133
8.2.4	Variación de C_M por flaps	134
8.3	Ángulos de incidencia y twist geométrico	136
8.3.1	Ángulo de incidencia para la fase de crucero	137
8.3.2	Ángulo de twist	138
9.	DIMENSIONAMIENTO DEL TREN DE ATERRIZAJE	140
9.1	POSICIÓN LONGITUDINAL DEL TREN DE ATERRIZAJE	140
9.2	DETERMINACIÓN DEL DIÁMETRO DE LAS RUEDAS DEL TREN DE ATERRIZAJE	142
9.2.1	Dimensiones tren principal	143
9.2.2	Dimensiones tren de nariz	143
9.2.3	Selección de llantas comerciales	144
9.3	DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN LATERAL DEL TREN DE ATERRIZAJE	144
10.	ESTABILIDAD ESTÁTICA	146
10.1	POSICIÓN MÁXIMA DEL NEUTRAL POINT	146
10.2	CL_α DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	147
10.3	POSICIÓN DEL CENTRO AERODINÁMICO	148
10.4	C_{m0} f y $C_{m\alpha}$ DEL FUSELAJE	148
10.5	C_{m0} w y $C_{m\alpha}$ DEL ALA	154
10.6	UPWASH Y DOWNWASH	155
10.7	DETERMINACIÓN DEL ÁREA DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	156
10.7.1	DIMENSIONAMIENTO DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	158
10.8	DIMENSIONAMIENTO ESTABILIZADOR VERTICAL PARA SPIN	160
11.	DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA PARÁSITA	166
11.1	RESISTENCIA PARÁSITA DEL FUSELAJE	166
11.2	RESISTENCIA PARÁSITA DE LAS ALAS	168
11.3	RESISTENCIA PARÁSITA DEL TREN DE ATERRIZAJE	169
11.4	RESISTENCIA PARÁSITA DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	171
11.5	RESISTENCIA PARÁSITA DEL ESTABILIZADOR VERTICAL	172
11.6	RESISTENCIA PARÁSITA DE LOS MOTORES	173
11.7	RESISTENCIA PARÁSITA EN DIFERENTES CONFIGURACIONES	175
12.	DETERMINACIÓN FINAL DEL CENTRO DE GRAVEDAD	176
13.	CALCULO FINAL DE PERFORMANCE	177
13.1	POLAR DE DRAG	177

13.1.1	Polar de drag para la fase de despegue	179
13.1.2	Polar de drag para la fase de crucero	181
13.1.3	Polar de drag para la fase de aterrizaje	182
13.2	PERFORMANCE AL DESPEGUE	184
13.3	PERFORMANCE AL ATERRIZAJE	193
13.4	VELOCIDAD DE PÉRDIDA A DIFERENTES PESOS Y ALTITUDES	201
13.5	EMPUJE REQUERIDO PARA UN VUELO DE CRUCERO SIN ACELERACIÓN	204
13.6	VELOCIDAD DE MÁXIMA	210
13.7	TASA DE ASENSO	213
13.8	TECHO DE SERVICIO y ABSOLUTO	215
14.	AERONAVE FINAL DE CARGA GRIZZLY	218
15.	CONCLUSIONES	222
16.	RECOMENDACIONES	224
	BIBLIOGRAFÍA	225
	ANEXO A – LÍNEA BASE	228
	ANEXO B – DATOS DE MOTOR	235
	ANEXO C – CÓDIGO DE MATLAB PARA DETERMINACIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE LIFT	238

ÍNDICE DE ECUACIONES

Ecuación 3.1. Ecuación línea de tendencia para peso máximo de despegue y carga paga	40
Ecuación 3.2. Ecuación línea de tendencia para peso vacío	41
Ecuación 3.3. Ecuación línea de tendencia para peso de combustible	42
Ecuación 3.4. Ecuación línea de tendencia para longitud de fuselaje	43
Ecuación 3.5. Ecuación línea de tendencia para potencia total	44
Ecuación 3.6. Ecuación de rango de Breguet	46
Ecuación 3.7. Fracción de combustible total para la misión	48
Ecuación 3.8. Peso de combustible usado	49
Ecuación 3.9. Tiempo de vuelo	49
Ecuación 3.10. Consumo de los motores	50
Ecuación 3.11. Sustentación	51
Ecuación 3.12. Carga alar a velocidad de pérdida	51
Ecuación 3.13. Carga de potencia a velocidad máxima	52
Ecuación 3.14. Relación de densidades.	52
Ecuación 3.15. Eficiencia de Oswald.	53
Ecuación 3.16. Constante para drag inducido.	53
Ecuación 3.17. Carga de potencia para despegue	54
Ecuación 3.18. Coeficiente de sustentación al despegue	54
Ecuación 3.19. Coeficiente de arrastre total al despegue	55
Ecuación 3.20. Coeficiente de drag despegue	55
Ecuación 3.21. Coeficiente de sustentación de rotación.	56
Ecuación 3.22 Velocidad de rotación	56

Ecuación 3.23. Coeficiente de arrastre	57
Ecuación 3.24. Velocidad de despegue	57
Ecuación 3.25. Tasa de ascenso con dos motores	58
Ecuación 3.26. Relación sustentación-arrastre	58
Ecuación 3.27. Relación de carga de potencia para techo de servicio	59
Ecuación 3.28. Relación de carga alar para techo de crucero	60
Ecuación 3.29. Coeficiente de sustentación.	62
Ecuación 3.30. Coeficiente de arrastre.	62
Ecuación 3.31. Relación de sustentación-arrastre.	62
Ecuación 3.32. Empuje requerido	63
Ecuación 3.33. Empuje	63
Ecuación 4.1. Tasa de ascenso máximo	66
Ecuación 4.2. Peso del ala	74
Ecuación 4.3. Envergadura	75
Ecuación 4.4. Relación de aspecto	77
Ecuación 4.5. Cuerda de raíz.	77
Ecuación 4.6. Relación de taperado	77
Ecuación 4.7. Cuerda media aerodinámica (MAC)	80
Ecuación 4.8. Ubicación del MAC del ala en la envergadura	81
Ecuación 5.1. Diámetro máximo admisible por compresibilidad	82
Ecuación 5.2. Velocidad de punta para la hélice. $V_{tipstatica} = DP2\omega$	84
Ecuación 5.3. Conversión velocidad rotacional a velocidad angular	84
Ecuación 5.4. Velocidad de punta durante crucero	85
Ecuación 5.5. Coeficiente de avance J	87

Ecuación 5.6. Coeficiente de propulsión de cada motor	88
Ecuación 6.1. Área estabilizador horizontal	94
Ecuación 6.2. Envergadura de estabilizador horizontal	95
Ecuación 6.3. Cuerda de raíz estabilizador horizontal	95
Ecuación 6.4. Cuerda de punta estabilizador horizontal	96
Ecuación 6.5. Cuerda media aerodinámica estabilizador horizontal	96
Ecuación 6.6. Ubicación de MAC estabilizador horizontal	97
Ecuación 6.7. Área estabilizador vertical	98
Ecuación 6.8. Envergadura de estabilizador vertical	99
Ecuación 6.9. Cuerda de raíz estabilizador vertical	99
Ecuación 6.10. Cuerda de punta estabilizador vertical	99
Ecuación 6.11. Cuerda media aerodinámica estabilizador vertical	100
Ecuación 6.12. Ubicación del MAC estabilizador vertical	100
Ecuación 6.13. Peso del ala	103
Ecuación 6.14. Factor de carga ultimo	103
Ecuación 6.15. Peso estabilizador horizontal	104
Ecuación 6.16. Peso estabilizador vertical	105
Ecuación 6.17. Peso del fuselaje	105
Ecuación 6.18. Peso de sistema de cargo militar	106
Ecuación 6.19. Peso instrumentos de vuelo	106
Ecuación 6.20. Indicador del motor	107
Ecuación 6.21. Indicadores misceláneos	107
Ecuación 7.1. Velocidad de pérdida	111
Ecuación 7.2. Velocidad máxima a nivel del mar y crucero	112

Ecuación 7.3. Máximo empuje disponible sobre peso	112
Ecuación 8.1. Número de Reynolds	115
Ecuación 8.2. Pendiente de Lift	119
Ecuación 8.3. Corrección de 2D a 3D para ala	119
Ecuación 8.4. Criterio para determinar CL_{max} y $\alpha_{CL_{max}}$	121
Ecuación 8.5. Coeficiente de sustentación	122
Ecuación 8.6. Máximo ángulo de C_L	124
Ecuación 8.7. Variación de ΔC_l	129
Ecuación 8.8. Factor de eficiencia del flap	129
Ecuación 8.9. Delta de coeficiente de lift máximo por flaps	129
Ecuación 8.10. Incremento de sustentación del ala	130
Ecuación 8.11. Delta de drag inducido	132
Ecuación 8.12. Delta de drag parásito con flaps	133
Ecuación 8.13. Variación de CM por flaps	134
Ecuación 8.14. Ángulo de incidencia para la fase de crucero	137
Ecuación 8.15. Coeficiente de lift para fase de crucero	138
Ecuación 9.1. Fuerza sobre el tren de nariz	141
Ecuación 9.2. Carga sobre el tren principal	142
Ecuación 9.3. Determinación de diámetro de las ruedas de tren	142
Ecuación 9.4. Determinación de ancho ruedas de tren	142
Ecuación 9.5. Relación geometría de overturn angle	145
Ecuación 10.1. Posición máxima del punto neutro	146
Ecuación 10.2. Posición punto neutro	146
Ecuación 10.3. Pendiente de lift del estabilizador horizontal	147

Ecuación 10.4. Posición del centro aerodinámico del ala	148
Ecuación 10.5. Coeficiente de momento cero de fuselaje	150
Ecuación 10.6. Relación de la longitud del fuselaje al diámetro máximo	150
Ecuación 10.7. Tasa de cambio del downwash con respecto al ángulo de ataque	152
Ecuación 10.8. Cambio de flujo local con respecto al ángulo de ataque	153
Ecuación 10.9. Coeficiente de momento α del fuselaje	153
Ecuación 10.10. C_{m0} w del ala	154
Ecuación 10.11. $C_{m\alpha}$ w del ala	154
Ecuación 10.12. Derivadas del ángulo de ataque para upwash	155
Ecuación 10.13. Derivadas del ángulo de ataque para downwash	155
Ecuación 10.14. Posición del a.c. del grupo ala - fuselaje	156
Ecuación 10.15. Posición del a.c. del grupo ala - fuselaje en términos de MAC	156
Ecuación 10.16. Punto neutro en términos de estabilizador horizontal	157
Ecuación 10.17. Coeficiente de volumen para el estabilizador horizontal	157
Ecuación 10.18. Área necesaria para compensar la aeronave	157
Ecuación 10.19. Tail damping ratio	161
Ecuación 10.20. Unshielded rudder volumen coefficient	161
Ecuación 10.21. Poder de amortiguación del estabilizador	162
Ecuación 10.22. Parámetro de densidad relativa	162
Ecuación 10.23. Spin recovery criterion	163
Ecuación 10.24. Momento de inercia sobre el eje xx	163
Ecuación 10.25. Momento de inercia sobre el eje yy	163
Ecuación 11.1. Coeficiente de forma para flujo turbulento	166
Ecuación 11.2. Factor de forma	167

Ecuación 11.3. f para factor de forma	167
Ecuación 11.4. Coeficiente de drag parásito según FF	167
Ecuación 11.5. Coeficiente de forma para alas	168
Ecuación 11.6. Resistencia parásita de tren de aterrizaje	169
Ecuación 11.7. Coeficiente de drag resultante de la sumatoria de áreas entre el área alar	170
Ecuación 11.8. Coeficiente de forma para flujo turbulento	173
Ecuación 11.9. Factor de forma	173
Ecuación 11.10. f para factor de forma	173
Ecuación 12.1. Peso del tren de aterrizaje	176
Ecuación 13.1. Coeficiente de drag total	177
Ecuación 13.2. Coeficiente de drag inducido	177
Ecuación 13.3. Coeficiente de drag según fase de vuelo	178
Ecuación 13.4. Velocidad de despegue	179
Ecuación 13.5. Velocidad de aterrizaje	182
Ecuación 13.6. Factor de efecto suelo	184
Ecuación 13.7. Arrastre	185
Ecuación 13.8. Distancia de despegue	186
Ecuación 13.9. Radio de giro para despegue	189
Ecuación 13.10. Radio de giro para despegue	190
Ecuación 13.11. Distancia volada para salvar un obstáculo de 50 ft	191
Ecuación 13.12. Velocidad de aterrizaje	193
Ecuación 13.13. Arrastre	194
Ecuación 13.14. Distancia de aterrizaje	195
Ecuación 13.15. Radio de giro durante la aproximación	197

Ecuación 13.16. Altura de aproximación	198
Ecuación 13.17. Distancia de aproximación	199
Ecuación 13.18. Distancia de aproximación	200
Ecuación 13.19. Empuje requerido para alcanzar la velocidad máxima	211
Ecuación 13.20. Tasa de ascenso	213

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 6.1. Dimensionamiento del estabilizador horizontal, $AR=5.5$	97
Figura 6.2. Imagen de la aeronave	101
Figura 14.1. Logo del proyecto – Aeronave de carga Grizzly	218
Figura 14.2. Vista lateral	218
Figura 14.3. Vista frontal	219
Figura 14.4. Vista superior	219
Figura 14.5. Vista trasera	220
Figura 14.6. Vista en perspectiva 1	220
Figura 14.7. Vista en perspectiva 2	221

ÍNDICE DE GRÁFICAS

Gráfica 1.1. Perfil de la misión para una aeronave commuter	35
Gráfica 1.2. Línea de visión del piloto y copiloto	36
Gráfica 2.1. Dimensiones aproximadas del compartimiento de carga	37
Gráfica 2.2. Dimensiones de los contenedores	37
Gráfica 2.3. Dimensionamiento preliminar bodega de carga	38
Gráfica 3.1. Peso máximo al despegue vs peso de carga paga	40
Gráfica 3.2. Peso vacío vs peso carga paga	41
Gráfica 3.3. Peso vacío vs peso de combustible	42
Gráfica 3.4. Longitud del fuselaje vs peso máximo de despegue por norma	43
Gráfica 3.5. Potencia total contra peso máximo de despegue por norma	44
Gráfica 3.6. Diagrama final de carga alar contra carga de potencia	61
Gráfica 3.7. Empuje requerido para crucero	63
Gráfica 4.1. Configuración alar con superficie de 550 ft ² - 2 Motores	67
Gráfica 4.2. Configuración alar con superficie de 550 ft ² - 1 Motor	67
Gráfica 4.3. Configuración alar con superficie de 560 ft ² - 2 Motores	68
Gráfica 4.4. Configuración alar con superficie de 560 ft ² - 1 Motor	68
Gráfica 4.5. Configuración alar con superficie de 570 ft ² - 2 Motores	69
Gráfica 4.6. Configuración alar con superficie de 570 ft ² - 1 Motor	69
Gráfica 4.7. Configuración alar con superficie de 580 ft ² - 2 Motores	70
Gráfica 4.8. Configuración alar con superficie de 580 ft ² - 1 Motor	70
Gráfica 4.9. Configuración alar con superficie de 590 ft ² - 2 Motores	71
Gráfica 4.10. Configuración alar con superficie de 590 ft ² - 1 Motor	71

Gráfica 4.11. Configuración alar con superficie de 600 ft ² - 2 Motores	72
Gráfica 4.12. Configuración alar con superficie de 600 ft ² - 1 Motor	72
Gráfica 4.13. Configuración alar con superficie de 610 ft ² - 2 Motor	73
Gráfica 4.14. Configuración alar con superficie de 610 ft ² - 1 Motor	73
Gráfica 4.15. Peso del ala en función del área y AR	74
Gráfica 4.16. Superficie alar vs peso para diferentes AR	75
Gráfica 4.17. Dimensionamiento preliminar del ala	76
Gráfica 4.18. Distribución de lift para relación de taperado de 0.1 y 0.2	78
Gráfica 4.19. Distribución de lift para relación de taperado de 0.3 y 0.4	79
Gráfica 4.20. Dimensionamiento final ala.	79
Gráfica 4.21. Área de las secciones del ala	79
Gráfica 4.22. Ubicación MAC del ala en sección interna y externa	80
Gráfica 5.1. Velocidad rotacional y velocidad hacia el frente	85
Gráfica 5.2. Eficiencia para hélices de cuatro palas	87
Gráfica 5.3. Velocidad versus eficiencia de la hélice	89
Gráfica 5.4. Empuje disponible vs velocidad	90
Gráfica 5.5. Configuración final del motor	91
Gráfica 5.6. Vista isométrica de la aeronave	91
Gráfica 6.1. Distancia desde el a.c. del ala al a.c. del empenaje horizontal	94
Gráfica 6.2. Distancia desde el a.c. del ala al a.c. del estabilizador vertical	98
Gráfica 6.3. Ubicación de los Ítems	108
Gráfica 6.4. Ubicación del C.G. en diferentes condiciones	110
Gráfica 8.1. Dimensionamiento final de ala	115
Gráfica 8.2. Gráfico de CL contra ángulo de ataque	120

Gráfica 8.3. Factor de corrección por relación de taperado	121
Gráfica 8.4. Relación de $C_{L\max}$ a $C_{l\max}$ para alas de alta relación de aspecto	123
Gráfica 8.5. Corrección por número de MACH en el lift máximo de alas de alta relación de aspecto	123
Gráfica 8.6. Variación delafilamiento del borde de ataque para perfiles naca con diferentes espesuras	123
Gráfica 8.7. Incremento del ángulo de ataque para máximo lift subsónico en alas de	124
Gráfica 8.8. Configuración de los dispositivos hipersustentadores	126
Gráfica 8.9. Configuración y área de los dispositivos hipersustentadores	127
Gráfica 8.10. Área de influencia de los dispositivos hipersustentadores	127
Gráfica 8.11. Eficiencia de los flaps	128
Gráfica 8.12. Delta de $C_{l\max}$ por flaps	128
Gráfica 8.13. Ángulo de deflexión contra $\Delta C_{l\max}$	130
Gráfica 8.14. ΔC_L por flaps a diferentes ángulos de deflexión	131
Gráfica 8.15. Coeficiente de sustentación máximo para diferentes ángulos de deflexión	131
Gráfica 8.16. Variación de drag por utilización de flaps	133
Gráfica 8.17. Localización empírica del c.p. para flaps	135
Gráfica 8.18. Ángulo de deflexión de flaps versus CM y $C_{L\max}$	136
Gráfica 8.19. Distribución de lift para ángulos de twist geométrico de -3° y -3.1° .	138
Gráfica 8.20. Distribución de lift para ángulos de twist geométrico de -3.15° y -3.2° .	139
Gráfica 9.1. Posición longitudinal del tren de aterrizaje	140
Gráfica 9.2. Determinación posición lateral del tren de aterrizaje	144
Gráfica 9.3. Determinación posición lateral del tren de aterrizaje	145

Gráfica 10.1. Dimensiones de los segmentos de la aeronave – Vista lateral	148
Gráfica 10.2. $k_2 - k_1$	150
Gráfica 10.3. Dimensiones de segmentos de la aeronave – Vista Superior	151
Gráfica 10.4. Variación del ángulo local del flujo a lo largo del fuselaje	152
Gráfica 10.5. Dimensionamiento del estabilizador horizontal	159
Gráfica 10.6. Poder de amortiguación del empenaje vertical	160
Gráfica 10.7. Valor de TDPF para recuperarse de un spin	165
Gráfica 13.1. Polar de drag para despegue – 1 Motor	180
Gráfica 13.2. Polar de drag para despegue – 2 Motores	180
Gráfica 13.3. Polar de drag para crucero – 1 Motor	181
Gráfica 13.4. Polar de drag para crucero -2 Motores	181
Gráfica 13.5. Polar de drag para aterrizaje - 1 Motor	183
Gráfica 13.6. Polar de drag para aterrizaje - 2 Motores	183
Gráfica 13.7. Distancia del suelo al ala	184
Gráfica 13.8. Sustentación producida durante el despegue a V_{LO} .	185
Gráfica 13.9. Drag de la aeronave a nivel del mar y FL100 a diferentes velocidades.	186
Gráfica 13.10. Distancia necesaria de pista para despegar con dos motores	187
Gráfica 13.11. Distancia necesaria de pista para despegar con un solo motor	188
Gráfica 13.12. Velocidad de pérdida a diferentes pesos y densidades	189
Gráfica 13.13. Radio de giro durante el despegue	190
Gráfica 13.14. Radio de giro para salvar obstáculo de 50 ft.	191
Gráfica 13.15. Distancia volada para salvar obstáculo de 50 ft.	192
Gráfica 13.16. Distancia total para despegar con dos motores operativos tanto en pista preparada como no preparada.	192

Gráfica 13.17. Distancia total para despegar con un motor operativo tanto en pista	193
Gráfica 13.18. Sustentación producida durante el aterrizaje a V_T .	194
Gráfica 13.19. Drag de la aeronave a nivel del mar y FL100 a diferentes velocidades.	195
Gráfica 13.20. Distancia necesaria de pista para aterrizar con dos motores	196
Gráfica 13.21. Distancia necesaria de pista para despegar con un solo motor	196
Gráfica 13.22. Radio de giro durante la aproximación	197
Gráfica 13.23. Radio de giro durante la aproximación	198
Gráfica 13.24. Distancia volada durante la aproximación	199
Gráfica 13.25. Distancia volada durante la aproximación	200
Gráfica 13.26. Distancia total para aterrizar con dos motores operativos tanto en pista preparada como no preparada.	200
Gráfica 13.27. Distancia total para aterrizar con un motor operativo tanto en pista preparada como no preparada.	201
Gráfica 13.28. Velocidad de pérdida a nivel del mar	202
Gráfica 13.29. Velocidad de pérdida a FL 100	202
Gráfica 13.30. Velocidad de pérdida a FL150 y FL 250	203
Gráfica 13.31. Empuje requerido para condición 1 (13840lb) - 1 Motor	205
Gráfica 13.32. Empuje requerido para condición 1 (13840lb) - 2 Motores	205
Gráfica 13.33. Empuje requerido para condición 2 (15195,775 lb) - 1 Motor	205
Gráfica 13.34. Empuje requerido para condición 2 (15195,755lb) - 2 Motores	206
Gráfica 13.35. Empuje requerido para condición 3 (16595,775 lb) - 1 Motor	206
Gráfica 13.36. Empuje requerido para condición 3 (16595,775 lb) - 2 Motores	207
Gráfica 13.37. Empuje requerido para condición 4 (17951,55 lb) - 1 Motor	207
Gráfica 13.38. Empuje requerido para condición 4 (17951,55 lb) - 2 Motores	208

Gráfica 13.39. Empuje requerido para condición 5 (19351,55lb) - 1 Motor	209
Gráfica 13.40. Empuje requerido para condición 5 (19351,55 lb) - 2 Motores	210
Gráfica 13.41. Sondeo de potencia requerida para máxima velocidad	212
Gráfica 13.42. Tasa de ascenso a máximo peso y los dos motores a máxima potencia	214
Gráfica 13.43. Tasa de ascenso a máximo peso y solo un motor a máxima potencia	214
Gráfica 13.44. Tasa de ascenso con los dos motores a 5 pesos	215
Gráfica 13.45. Tasa de ascenso con un solo motor operativo a 5 pesos	216
Gráfica 13.46. Techo absoluto y techo de servicio	217

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3.1. Recopilación de valores por línea base	45
Tabla 3.2. Fracciones de combustible sugeridas	45
Tabla 3.3. Consumo de combustible de los motores	46
Tabla 3.4. Valores sugeridos para L/D y C_p para crucero.	47
Tabla 3.5. Datos de motor TPE 331-10J	61
Tabla 3.6. Recopilación de los valores calculados	64
Tabla 4.1. Variación de relación de aspecto (1)	65
Tabla 4.2. Variación de relación de aspecto (2)	65
Tabla 4.3. Configuración de pesos según porcentaje de combustible y carga paga	66
Tabla 4.4. Resultados cuerda de punta, cuerda raíz y relación de taperado.	78
Tabla 4.5. Resumen capítulo 4	81
Tabla 5.1. Coeficiente de propulsión para cada condición de altitud	88
Tabla 5.2. Eficiencia de la hélice variando velocidad	89
Tabla 6.1. Estimación inicial del peso del empenaje	92
Tabla 6.2. Coeficiente de volumen de empenaje.	93
Tabla 6.3. Promedio coeficiente de volumen para la aeronave en proceso	93
Tabla 6.4. Relación de aspecto y relación de taperado	93
Tabla 6.5. Posibles configuraciones estabilizador horizontal	96
Tabla 6.6. Resumen dimensiones estabilizador horizontal	97
Tabla 6.7. Variación de configuración geométrica según relación de aspecto	100
Tabla 6.8. Resumen dimensiones estabilizador vertical y horizontal	101
Tabla 6.9. Determinación de pesos por método estadístico	102

Tabla 6.10. Posición y peso de los Ítems para peso Vacío	108
Tabla 6.11. Posición y peso de los Ítems para Peso máximo	109
Tabla 6.12. Posición y peso de los Ítems	109
Tabla 8.1. Número de Reynolds de cada perfil de ala a diferentes condiciones de vuelo	116
Tabla 8.2. Comparación de perfiles a Reynolds de 3'000.000	117
Tabla 8.3. Comparación de perfiles a Reynolds de 6'000.000	117
Tabla 8.4. Comparación de perfiles a Reynolds de 9'000.000	118
Tabla 8.5. C_l y α de los perfiles	118
Tabla 8.6. $C_{L\ max}$, $C_L \alpha$ y $\alpha C_{L\ max}$ de MACH 0 a 0.2 y MACH 0.3	125
Tabla 8.7. Geometrías de dispositivos hipersustentadores	127
Tabla 8.8. Eficiencia y delta de $C_l\ max$ por flaps	128
Tabla 8.9. Variación de drag por utilización de flaps	134
Tabla 8.10. Recopilación de C_L , C_m y $\Delta C_{D0\ flaps}$	135
Tabla 9.1. Diámetro y ancho de ruedas de tren de aterrizaje para aeronaves de transporte	143
Tabla 9.2. Selección de llantas comerciales	144
Tabla 10.1. Dimensiones de segmentos de la aeronave	149
Tabla 10.2. Dimensionamiento superior y downwash del fuselaje	151
Tabla 10.3. Valores tomados para R_x y R_y	164
Tabla 11.1. Drag de los componentes del tren	169
Tabla 11.2. Sumatoria de coeficientes de drag parásito para los elementos principales	174
Tabla 11.3. Flaps, C_L , ΔC_{Di} , C_{D0} , ΔC_{D0} para despegue, crucero y aterrizaje	175
Tabla 12.1. Condiciones de centro de gravedad	176

Tabla 13.1. Coeficiente de lift a nivel del mar, FL100, FL150 y FL250 para diferentes velocidades	177
Tabla 13.2. Flaps, C_L , ΔC_{Di} , C_{D0} , ΔC_{D0} para despegue, crucero y aterrizaje	178
Tabla 13.3. Coeficiente de drag para despegue, crucero y aterrizaje	178
Tabla 13.4. Fragmento tabla 14.3	179
Tabla 13.5. Velocidad de despegue a diferentes alturas	179
Tabla 13.6. Velocidad de aterrizaje a nivel del mar, FL100 y FL150	182
Tabla 13.7. Velocidad de despegue a nivel del mar y FL100	185
Tabla 13.8. Coeficientes de fricción de diferentes superficies	187
Tabla 13.9. Fragmento tabla 14.3	193
Tabla 13.10. Fragmento tabla 14.3	194
Tabla 13.11. Configuración por peso	204
Tabla 13.12. Tasa de ascenso	213

LISTADO GENERAL DE SÍMBOLOS Y ABREVIATURAS

Listado general de símbolos

a	Velocidad local del sonido	ft/s
a_0	Pendiente de lift del perfil	C _l /Grados
a_0	Pendiente de lift del perfil del estabilizador horizontal	C _l /Grados
a_{HT}	Pendiente de lift del estabilizador horizontal	C _l /Grados
AR_{ht}	Relación de aspecto estabilizador horizontal	-
AR_{vt}	Relación de aspecto estabilizador vertical	-
AR_w	Relación de aspecto ala	-
b_{ht}	Envergadura del estabilizador horizontal	ft
b_{vt}	Envergadura del estabilizador vertical	ft
b_w	Envergadura del ala	ft
\bar{c}_i	MAC sección interior ala	ft
\bar{c}_o	MAC sección exterior ala	ft
\bar{c}_{ht}	MAC estabilizador horizontal	ft
\bar{c}_{vt}	MAC estabilizador vertical	ft
\bar{c}_w	MAC del ala	ft
C_f	Cuerda flaps	ft
C_f	Coeficiente de forma	-
c_{tht}	Cuerda de punta estabilizador horizontal	ft
c_{tvt}	Cuerda de punta estabilizador vertical	ft
c_{tw}	Cuerda de punta	ft
c_{rht}	Cuerda de raíz estabilizador horizontal	ft
c_{rvt}	Cuerda de raíz estabilizador vertical	ft
c_{rw}	Cuerda de raíz del ala	ft
C_1	Factor de corrección por relación de taperado	-
C_D	Coeficiente de arrastre	-
C_{D_0}	Coeficiente de Drag parásito	-
$C_{D_0HLD TO}$	Coeficiente de arrastre de las superficie hipersustentadoras al despegue	-
C_{D_0TO}	Coeficiente de drag zero-lift configuración despegue	-
C_{DTO}	Coeficiente de drag configuración de despegue	-
C_{ht}	Coeficiente de volumen para estabilizador horizontal	-
C_{l_α}	Pendiente de lift	C _l /grados
$C_{l max}$	Coeficiente de lift máximo de dos dimensiones	-
C_L	Coeficiente de sustentación	-

C_{Lc}	Coeficiente de sustentación en crucero	-
$C_{L\alpha}$	Pendiente de lift para la velocidad en consideración	-
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	-
$\frac{C_{Lmax}}{C_{lmax}}$	Relación entre el coeficiente de lift en tres dimensiones y el Cl de dos dimensiones	-
$C_{m_{\alpha w}}$	Coeficiente de momento alpha del ala	-
$C_{m_{0f}}$	Coeficiente de momento cero del fuselaje	-
$C_{m_{0w}}$	Coeficiente de momento cero del ala	-
C_{LTO}	Coeficiente de sustentación al despegue	-
C_{LR}	Coeficiente de sustentación de rotación en despegue	-
C_p	Consumo específico de combustible	lb/hp/hr
C_{Pr}	Coeficiente de propulsión del motor	-
dC_l	Diferencia de los coeficientes de lift	-
$d\alpha$	Diferencia de los ángulos de ataque	Grados
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha_w}$	Tasa de cambio del downwash con respecto al ángulo de ataque	-
D	Diámetro máximo admisible por compresibilidad	ft
e	Eficiencia de Oswald	-
FF	Factor de forma	-
F_M	Fuerza sobre el tren principal	lb
F_N	Fuerza en el tren de nariz	lb
F_w	Ancho del fuselaje en la intersección horizontal del empenaje	ft
g	Gravedad	ft/s ²
I_{xx}	Momento de inercia en el eje xx	Slug- ft ²
I_{yy}	Momento de inercia en el eje yy	Slug- ft ²
J	Coeficiente de avance	-
k	División de la distancia de la envergadura/2 y la parte recta del ala	-
k_f	0,14 para flaps de toda la envergadura, 0,28 para media envergadura	-
K	Factor de drag inducido	-
K_{door}	1,12 si tiene un compartimiento de carga trasero	-
K_{Lg}	1,12 si el fuselaje es montado sobre el tren de aterrizaje principal	-
K_{uht}	1 para estabilizador convencional.	-

K_y	Radio de giro de cabeceo	Grados/s
K_z	Radio de giro de guiñada	Grados/s
l	Largo de cuerda de punta, cuerda de raíz o MAC	ft
l_h	Distancia desde el final de la cuerda de raíz hasta a.c. del HT (21.6374 ft)	ft
L	Sustentación	lb
L_f	Largo del fuselaje estructural	ft
L_{ht}	Distancia del 25% del MAC del ala al 25% del MAC del estabilizador horizontal	ft
L_m	Largo extendido del tren de aterrizaje	ft
L_t	Longitud empenaje: c/4 MAC ala- c/4 MAC empenaje	ft
L_{vt}	Distancia del 25% del MAC del ala al 25% del MAC del estabilizador vertical	ft
(L/D)	Relación sustentación-arrastre	-
$(L/D)_{cr}$	Relación sustentación-arrastre en crucero	-
$(L/D)_{max}$	Relación sustentación-arrastre máximo	-
m_{ff}	Fracción total de combustible para la misión	-
M	Número de MACH en crucero	-
M_{Tip}	Número de MACH correspondiente a la Vtip MACH en la punta de la hélice	-
M_{vuelo}	Número de MACH	-
n	Revoluciones del motor	rev/s
n	Factor de carga	lb
N_E	Número de motores	-
N_l	Factor de carga ultimo de aterrizaje	-
N_{mss}	Número de	-
N_{mw}	Número de ruedas principales	-
N_{PIL}	Número de pilotos	-
N_z	Factor de carga ultimo	-
P	Potencia	hp, lb ft/s
R	Número de Reynolds	-
R_{cr}	Rango en crucero	nm
ROC	Tasa de ascenso	ft/min
ROC_c	Tasa de ascenso crucero	ft/min
S_{CSW}	Área de superficie de control	ft ²
S_e	Área del elevador	ft ²
S_f	Área húmeda de fuselaje	ft ²
S_{ht}	Área del estabilizador horizontal	ft ²

S_i	Área total de la sección interior del ala	ft ²
SM	Margen estático	-
S_o	Área total de la sección exterior del ala	ft ²
S_{rueda}	Área de la rueda	ft ²
$S_{soporte}$	Área del soporte	ft ²
S_{TO}	Distancia de despegue	ft
S_{vt}	Área del estabilizador vertical	ft ²
S_w	Área alar	ft ²
$Swet$	Área húmeda del fuselaje medida por CAD	ft ²
S_{wf}	Área del ala con flaps	ft ²
S_{wf}/S	Área del ala con flaps sobre área alar	-
T_A	Empuje disponible	-
T_R	Empuje requerido	lb
(t/c)	Relación espesor cuerda	-
$(T_A/W)_{max}$	Máximo empuje disponible sobre peso	-
$TDPF$	Poder de amortiguación del estabilizador	-
TDR	Tasa de amortiguación de la cola	-
$URVC$	Coeficiente de volumen del rudder libre	-
V	Velocidad	ft/s
V_{Cprop}	Velocidad de la punta de la hélice durante crucero	ft/s
V_{max}	Velocidad máxima	ft/s
V_R	Velocidad de rotación	ft/s
V_s	Velocidad de pérdida	ft/s
V_{SO}	Velocidad de pérdida con flaps	ft/s
$V_{tipcruise}$	Velocidad de punta de la hélice en crucero	ft/s
$V_{tipstatica}$	Velocidad de punta de la hélice estática	ft/s
V_{TO}	Velocidad de despegue	ft/s
W	Peso	lb
W_{dg}	Peso máximo en fase de vuelo	lb
W_{Fusado}	Peso de combustible usado	lb
W_l	Peso bruto de diseño del tren de aterrizaje	lb
W_t	Peso instrumentos de vuelo	lb
W_{TO}	Peso al despegue	lb
W_{wing}	Peso del ala	lb
$(W/P_{SL})_{CrC}$	Carga de potencia crucero	lb/hp
$(W/P_{SL})_{sc}$	Carga de potencia para techo de servicio	lb/hp
$(W/P_{SL})_{Vm}$	Carga de potencia para velocidad máxima	lb/hp
$(W/P)_{ROC}$	Carga de potencia para tasa de ascenso	lb/hp

$(W/P)_{STO}$	Carga de potencia para despegue	lb/hp
(W/S)	Carga alar	lb/ft ²
$(W/S)_{V_s}$	Carga alar a velocidad de pérdida	lb/ft ²
$(W/P_{Sl})_{V_{ma}}$	Carga de potencia al nivel del mar a velocidad máxima	lb/hp
W_1	Encendido y calentamiento de motor	lb
W_2	Taxi	lb
W_3	Despegue	lb
W_4	Ascenso	lb
W_5	Crucero	lb
W_6	Descenso	lb
W_7	Aterrizaje taxi y apagado	lb
X_1	Distancia entre el c.g. más atrasado y el tren de nariz	ft
X_2	Distancia entre el c.g. más atrasado y el tren principal	ft
X_3	Distancia entre el tren principal y el tren de nariz	ft
$x_{a.c. wings}$	Posición del centro aerodinámico del ala	ft
$\bar{X}_{c.g.}$	Posición del centro de gravedad en porcentaje de MAC	-
\bar{X}_{np}	Punto neutro en porcentaje de MAC	-
x_i	Distancia desde el final de la cuerda de raíz hasta el centroide de la sección.	ft
$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	Posición del a.c. en términos del MAC	-
$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	Posición del c.g. en términos del MAC	-
$\frac{X_{ref}}{\bar{c}}$	Posición deseada para el momento de cabeceo	-
$\frac{c}{X_{c.p.}}$	Localización del centro de presiones	-
$\frac{c'}{(x/c)_m}$	Localización en el perfil del punto mayor espesor	ft
y_B	Ubicación de la envergadura donde la sección cambia	ft
y_{MAC}	Ubicación de MAC en la envergadura	ft
y_{MAC_i}	Ubicación del MAC en el ala interior	ft
y_{MAC_o}	Ubicación del MAC en el ala exterior	ft
\bar{Y}_{ht}	Ubicación de MAC estabilizador horizontal	ft
\bar{Z}_{vt}	Ubicación del MAC estabilizador vertical	ft

α_c	Ángulo de incidencia para la fase de crucero	Grados
α_0	Ángulo de cero lift	Grados
α_{ZL}	Ángulo de ataque de zero-lift	Grados
ΔC_{Di}	Delta de coeficiente de drag inducido	-
ΔC_l	Delta de coeficiente de lift por flaps	-
$\Delta C_{L_{flap_TO}}$	Coeficiente adicional de sustentación generado por configuración de flaps al despegue	-
$\Delta \alpha_{C_{Lmax}}$	Delta del ángulo de C_{Lmax}	Grados
ΔC_{Lmax}	Delta del coeficiente de lift máximo	-
$(\Delta C_{Lmax})_{flaps}$	Delta del coeficiente de lift máximo por flaps	-
ΔC_{mf}	Incremento del coeficiente de momento por flaps	-
η	Factor de eficiencia del flap	-
η_P	Eficiencia de la hélice	-
λ	Relación de taperado	-
Λ	Ángulo de flechamiento en c/4	Grados
Λ_{LE}	Ángulo en el borde de ataque	Grados
Λ_m	Ángulo de mayor espesor	Grados
Λ_{ht}	Ángulo de flechamiento al 25% del MAC estabilizador horizontal	Grados
Λ_{vt}	Ángulo de flechamiento al 25% del MAC al estabilizador vertical	Grados
μ	Coeficiente de fricción	-
μ	Parámetro de densidad relativa	-
μ	Viscosidad cinemática – 3.7373E-7	Slug/ft/s
π	Phi	-
ω	Velocidad angular	rad/s
ρ	Densidad altura específica	slug/ft ³
ρ_0	Densidad a nivel del mar	slug/ft ³
σ	Relación de densidades	-
a	Pendiente de lift del ala	C _l /Grados
δ_f	Ángulo de deflexión	Grados
τ	Factor de eficiencia del flap	-
$\partial \alpha_u$	Derivadas del ángulo de ataque para upwash	-
$\partial \alpha_h$	Derivadas del ángulo de ataque para downwash	-

Listado general de abreviaturas

a.c.	Centro Aerodinámico	<i>Aerodynamic Center</i>
AR	Relación de Aspecto	<i>Aspect Ratio</i>
c.g.	Centro de Gravedad	
FAA	Administración Federal de Aviación	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAC	Fuerza Aérea Colombiana	
MAC	Cuerda Media Aerodinámica	<i>Mean Aerodynamic Chord</i>
P&W	Pratt and Whitney	
RPM	Revoluciones por minuto	<i>Revolutions per minute</i>
SFC	Consumo específico de combustible	<i>Specific Fuel Consumption</i>
SHP	Potencia al eje	<i>Shaft Horse Power</i>
TDR	Tasa de amortiguación de la cola	Tail damping ratio
USAF	Fuerza Aérea de Estados Unidos	<i>United States Air Force</i>

GLOSARIO

ÁNGULO DE ASCENSO:	Ángulo formado entre la velocidad de la aeronave con respecto al horizonte
ATMÓSFERA ESTÁNDAR:	Atmósfera definida matemáticamente usada como referencia para comparaciones
BORDE DE ATAQUE:	Sección frontal del perfil
BORDE DE SALIDA:	Sección posterior del perfil
CENTRO AERODINÁMICO:	Punto donde el momento de cabeceo es independiente del ángulo de ataque
CENTRO DE GRAVEDAD:	Punto del fuselaje en el cual todo el peso de la aeronave actúa
CENTRO DE PRESIONES:	Punto del fuselaje en el cual todas las fuerzas aerodinámicas actúan
DATUM LINE:	Línea de referencia vertical, la cual es utilizada para tomar las mediciones
DRAG INDUCIDO:	Penalización de la sustentación
DRAG PARÁSITO:	Drag de la aeronave que no es generado por la sustentación
EFICIENCIA DE OSWALD:	Factor de corrección para sustentación y drag
ESTABILIDAD ESTÁTICA:	Tendencia inicial que tiene un sistema de retomar a su condición de equilibrio después de ser perturbada
FLAPERON:	Mezcla entre flaps y alerones. Un flap que se mueve como alerón.

HÉLICE:	Dispositivo usado para la propulsión de una aeronave que posee palas sobre un eje movido por un motor que cuando gira produce empuje.
PESO MÁXIMO:	El límite superior de peso que en determinadas condiciones ambientales y/o estructurales, acepta y/o soporta la aeronave
PESO VACÍO:	Peso de la aeronave sin contar tripulación, carga ni combustible
RELACIÓN DE TAPERADO:	Relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz
SPIN:²	Esta dada por la diferencia de la sustentación entre un ala con sustentación y otra sin esta.
TECHO ABSOLUTO:	Altitud a la cual la tasa de ascenso es cero
TECHO DE SERVICIO:³	Altitud en la cual la tasa de ascenso es de 100 ft/min
VISIBILIDAD:	Distancia determinada por las condiciones atmosféricas y expresadas en unidades de longitud
WATER LINE:	Línea de referencia horizontal desde la cual se toman medidas

² RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 527

³ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 395

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Diseñar preliminarmente una aeronave de carga categoría commuter.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1. Desarrollar la línea base de la aeronave de carga categoría commuter.
2. Establecer los requerimientos bajo los cuales operará la aeronave.
3. Realizar una comparación física con aeronaves similares, buscando determinar los parámetros en común; tales como la capacidad de carga, el volumen y las dimensiones de la bodega de carga.
4. Realizar el modelamiento tridimensional de la aeronave en un software CAD.
5. Evaluar, mediante métodos analíticos clásicos, el rendimiento de la aeronave para determinar su performance.

1. DISEÑO CONCEPTUAL

Se desea llevar a cabo una aeronave de carga que este en capacidad de reemplazar las actuales aeronaves de carga con las que cuenta la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), por ello se realizó una línea base la cual se adjunta en el Anexo A, incluyendo 14 aeronaves con misiones similares, a partir de las cuales se generaron regresiones, véase en el capítulo 3, con el objetivo de conocer los parámetros de las aeronaves que se encuentran en esta categoría.

Se observa que la mayoría de las aeronaves no operan en régimen compresible dado que ello implica mayores exigencias aerodinámicas, de estabilidad y control, así como mayores exigencias a los controles de vuelo debido al rápido aumento en las cargas aerodinámicas de las superficies.

Se evidenció que gran parte de las aeronaves no están en capacidad de transportar la totalidad de la carga con máximo combustible por lo que las aeronaves están limitadas en carga o rango dependiendo la configuración, se buscó dar solución a este inconveniente al realizar el diseño entorno a una carga total.

Debido a que gran parte de las pistas en las cuales operan las aeronaves de carga y enlace no se encuentran en las mejores condiciones se desea que esta aeronave este en capacidad de operar desde pistas no preparadas; y dado que FAR23⁴ pide que la aeronave durante fase de despegue y aterrizaje debe ser capaz de sortear un obstáculo de 50 ft de altura y comparando contra la distancia de las otras aeronaves por línea base se determinó que la distancia para despegar no debe ser superar los 1300 ft para lograr una mejora comparándola con el Casa 212 que requiere una distancia de 1588 ft.

La Fuerza Aérea Estadounidense está solicitando que las aeronaves despeguen a máxima carga de combate de transporte, en nuestro caso desde una altitud de 6000 ft y temperatura de 40°C ⁵, lo cual equivale a una densidad de 0.00173568 ⁶. Dicha densidad es equivalente a despegar desde 10000 ft de altura, por lo cual se analizará la aeronave despegando desde el nivel del mar (SL) y desde un nivel de vuelo de 10000 ft (FL100).

Por lo anterior los requisitos de la aeronave quedaron establecidos como se muestran en el numeral 1.1.

⁴ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999, p 413.

⁵ USAF, United States Air Force, Capability Request for Information (CRFI). USAF: Estados Unidos, 2009. p.10

⁶ 1976 STANDARD ATMOSPHERE CALCULATOR. [EN LÍNEA]

Disponible <<http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>>

1.1 REQUISITOS

TIPO DE AVIÓN Aeronave de carga categoría commuter, Grizzly

Velocidad

La aeronave no debe operar en régimen compresible.⁷

Máxima	200 <i>Knots</i>	337,562 <i>ft/s</i>
Crucero	180 <i>Knots</i>	303,805 <i>ft/s</i>
De pérdida con flaps	65 <i>Knots</i>	109,707 <i>ft/s</i>

Performance

Capacidad de carga	5511 <i>lb</i>	2,5 <i>Ton</i>
Rango	540 <i>nm</i>	1000 <i>Km</i>
Altitud crucero	15000 <i>ft</i>	4570 <i>m</i>
Distancia máx. de despegue	1300 <i>ft</i>	396,24 <i>m</i>
Techo de servicio	25000 <i>ft</i>	
Tasa de ascenso con dos motores	$\geq 1500 \text{ ft/min}$	
Tasa de ascenso con un motor	$\geq 500 \text{ ft/min}$	

La aeronave debe estar en capacidad de ser cargada y descargada de manera rápida; por lo cual, debe estar en capacidad de utilizar contenedores estándar y tener un sistema de carga interna propio.

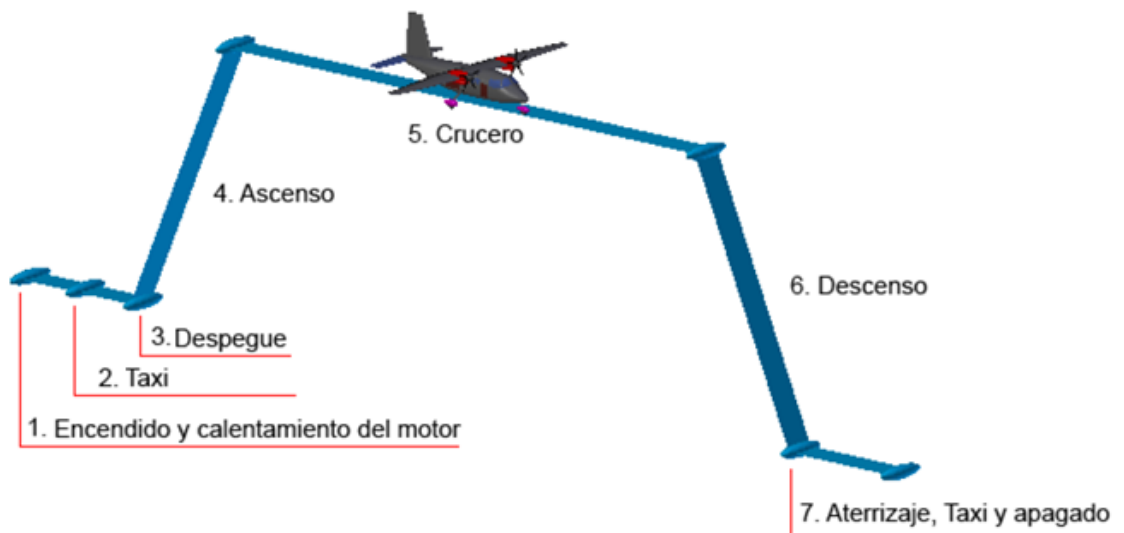
⁷ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 265

1.2 PERFIL DE LA MISIÓN

Se determinó el perfil de la misión típica para una aeronave commuter como se muestra a continuación en la gráfica 1.1.

Una vez conocida la misión que desempeñaría la aeronave se procedió a determinar mediante cálculos la configuración apropiada para dar cumplimiento a los requisitos establecidos de visibilidad.

Gráfica 1.1. Perfil de la misión para una aeronave commuter



Fuente: Autora

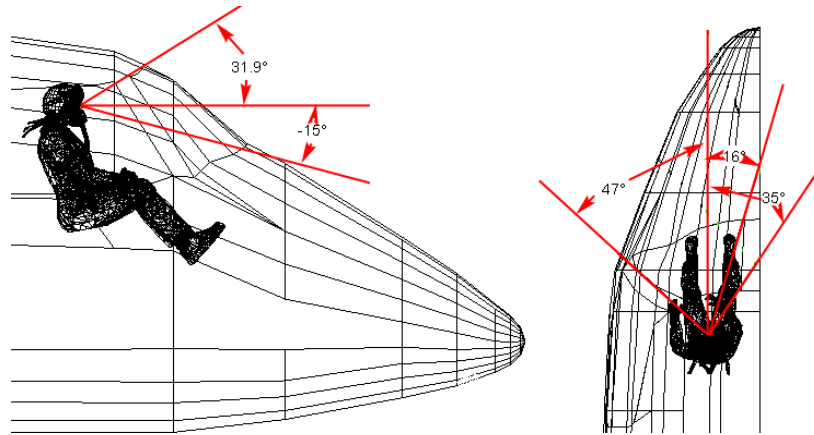
1.3 DISEÑO DE CABINA

Es necesario poseer una buena visibilidad desde la cabina, ya que durante las fases de despegue y aterrizaje el piloto debe estar alerta de los alrededores inmediatos; así mismo, durante el vuelo, el piloto debe estar en la capacidad de observar el tránsito de aeronaves. Para realizar este proceso se debió tener en cuenta la ergonomía y el confort humano.

Utilizando la metodología propuesta por Roskam se tienen los ángulos de visión apropiados, se pueden apreciar en la siguiente imagen donde la nariz de la aeronave permite un ángulo de visión de -15° desde la línea de visión y a partir de esta $31,9^\circ$ hacia arriba, por otra parte para la visión lateral se da un ángulo de 47°

hacia la izquierda y 51° en sentido contrario, simétricamente para el piloto y copiloto. Al estar el piloto y copiloto ubicados uno al lado del otro, no deben existir marcos de ventanas mayores a 2,5 pulgadas, como se aprecia en la gráfica 1.2.

Gráfica 1.2. Línea de visión del piloto y copiloto



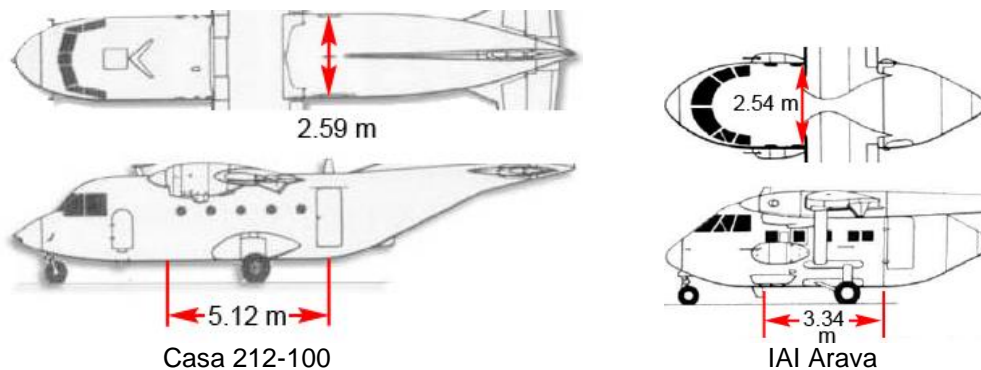
Fuente: Autora

La gráfica anterior permite apreciar que la configuración de cabina propuesta cumple con los ángulos que sugiere Roskam para una buena visibilidad desde la cabina.

2. DIMENSIONAMIENTO DEL COMPARTIMIENTO DE CARGA

Los requisitos manifiestan que la aeronave debe estar en capacidad de transportar contenedores estándar y debe poder ser cargada y descargada fácilmente, por este motivo a través del programa Solid Edge se determinó las dimensiones aproximadas del compartimiento de carga de las aeronaves Casa 212 y Arava, ver gráfica 2.1, con el objetivo de determinar el volumen de la bahía de carga y los contenedores que podrían cargar las aeronaves similares.

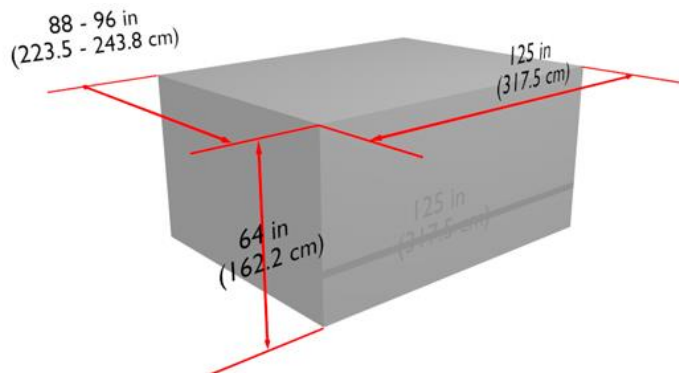
Gráfica 2.1. Dimensiones aproximadas del compartimiento de carga



Fuente: Autora

Con base en las dimensiones de los contenedores que proporciona Jan Roskam en la tercera parte de su serie de libros de diseño, se determinó que la aeronave debe estar en la capacidad de transportar contenedores de dimensiones estándar, ver gráfica 2.2.

Gráfica 2.2. Dimensiones de los contenedores



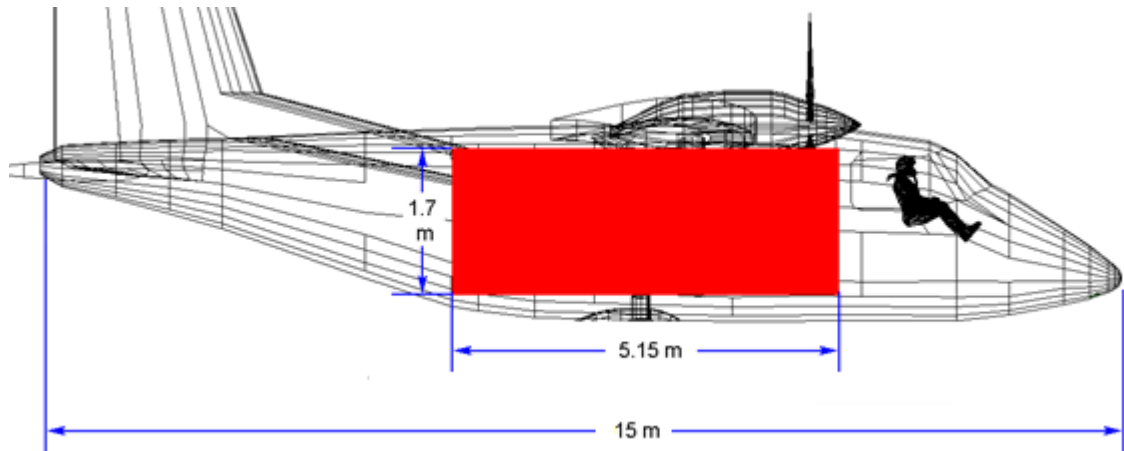
Fuente: Autora

Basado en las dimensiones de la bodega de carga del Arava y del Casa 212 se decide dimensionar la bodega de carga como se ve en la gráfica 2.3, el cual tiene la imagen lateral propuesta para el presente diseño.

Los requisitos pedían que la aeronave fuera fácilmente cargada y descargada por lo que se configuró el fuselaje con una rampa de carga trasera para facilitar dicha tarea, adicionalmente se deja un espacio en la parte superior para la utilización de dispositivos que ayuden a la tarea de montar y acomodar la carga.

Dicha rampa deberá tener en su parte inferior un sistema de ruedas para facilitar la movilización de los contenedores.

Gráfica 2.3. Dimensionamiento preliminar bodega de carga



Fuente: Autora

Con lo anterior se deja planteado conceptualmente el dimensionamiento del fuselaje teniendo como base los ángulos de visión y los requisitos de carga y descarga.

3. CÁLCULOS PRELIMINARES

En este capítulo se realizó la identificación de los límites de potencia, carga alar y pesos en la cual se movía la aeronave. Esto se realizó para determinar la mejor configuración que respondiera a las necesidades y requisitos para la aeronave.

3.1 REGRESIONES POR LÍNEA BASE

Para la línea base se seleccionaron 14 aeronaves con misiones similares, a partir de las cuales se generaron regresiones con el objetivo de conocer los parámetros de las aeronaves que se encuentran en esta categoría.

Las aeronaves utilizadas para las siguientes regresiones fueron:

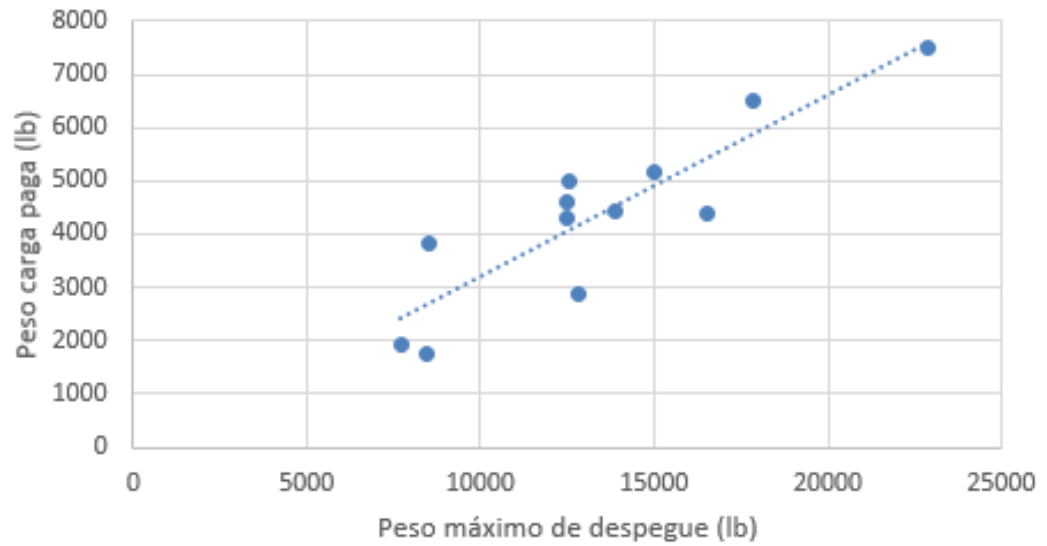
Casa 212-100	DHC-6-300 Twin Otter	Fairchild Swearingen Metroliner
Casa C-212-400	PZL M-28 Skytruck	GAF Nomad
IAI Arava 201	Dornier Do 228	Let L-410 Turbolet
Short 330 SD3-30	Dornier Do-128-2	Harbin Y-11
Short SC.7 Skyvan	Embraer EMB 110 Bandeirante	

A partir de las regresiones se buscó determinar los patrones existentes en esta categoría de aeronaves. A estas gráficas se les trazó la línea de tendencia y se tuvo en cuenta la ecuación de la recta para buscar el valor obtenido para la situación examinada.

3.1.1 Peso máximo al despegue vs peso de carga paga

Teniendo como requisito el hecho que la aeronave debe estar en capacidad de cargar 5511 lb se utilizó la gráfica 3.1 para determinar un posible peso máximo al despegue para ver si la aeronave se encontraría dentro de la categoría commuter teniendo un peso máximo de despegue no superior a las 19000 libras.

Gráfica 3.1. Peso máximo al despegue vs peso de carga paga



Fuente: Autora

La ecuación 3.1 se obtuvo al sacar la ecuación de la línea de tendencia.

Ecuación 3.1. Ecuación línea de tendencia para peso máximo de despegue y carga paga

$$y = 0,3413x - 227,04$$

Donde

y Representa el peso de carga paga lb

x Representa el peso máximo de despegue lb

Despejando la ecuación de la línea de tendencia para determinar el peso máximo de despegue se obtiene el siguiente peso.

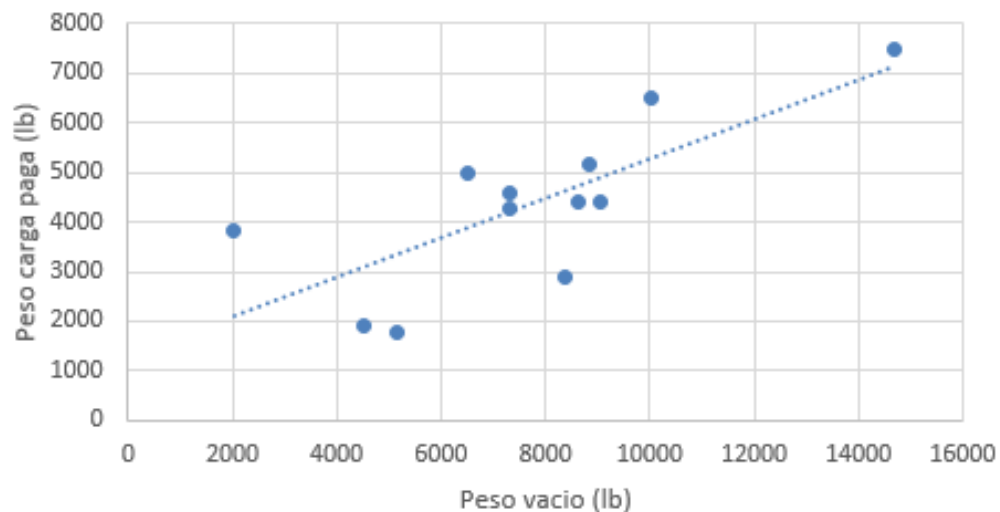
$$x = \frac{(y + 227,04)}{0,3413} = \frac{(5511lb + 227,04)}{0,3413} = 16812,30589 lb$$

Conociendo el peso máximo al despegue de 19000 lb establecido por FAR 23 para categoría commuter se concluye que la aeronave si estaría cumpliendo con los requisitos ya que su peso máximo de despegue estaría por debajo del límite.

3.1.2 Peso vacío vs peso carga paga

Utilizando la capacidad de carga de 5511 lb se buscó determinar un valor aproximado para el peso vacío usando las gráficas de línea base como se muestra a continuación en la gráfica 3.2.

Gráfica 3.2. Peso vacío vs peso carga paga



Fuente: Autora

Ecuación 3.2. Ecuación línea de tendencia para peso vacío

$$y = 0,3978x + 1294,3$$

Donde

y Representa el peso de carga paga lb

x Representa el peso vacío lb

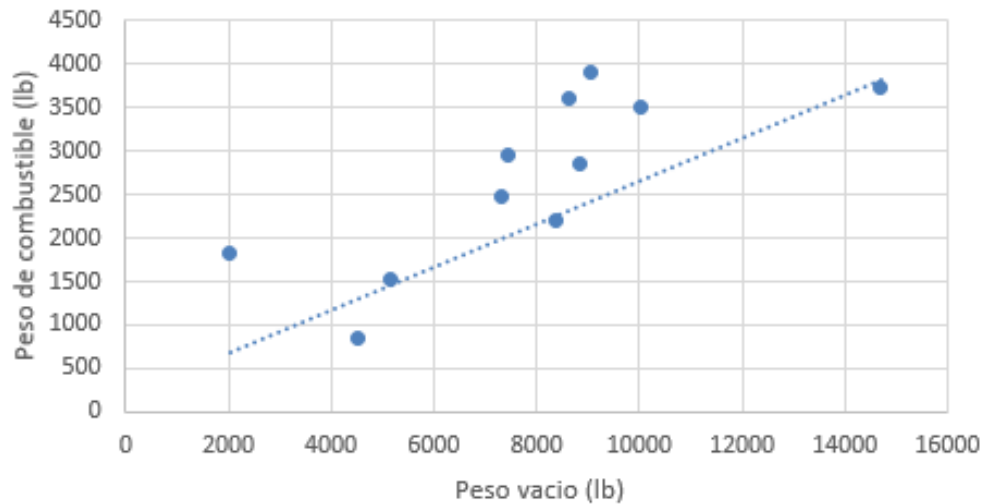
$$x = \frac{(5511lb - 1294,3)}{0,3978} = 10600 lb$$

Por lo que el peso vacío posible podría estar en torno de las 10600 lb.

3.1.3 Peso vacío vs peso de combustible

Teniendo en cuenta el peso vacío aproximado, determinado en el numeral anterior, se procede a obtener un estimado del peso de combustible por la gráfica 3.3.

Gráfica 3.3. Peso vacío vs peso de combustible



Fuente: Autora

Ecuación 3.3. Ecuación línea de tendencia para peso de combustible

$$y = 0,2472x + 186,84$$

Donde

y Representa el peso de combustible lb

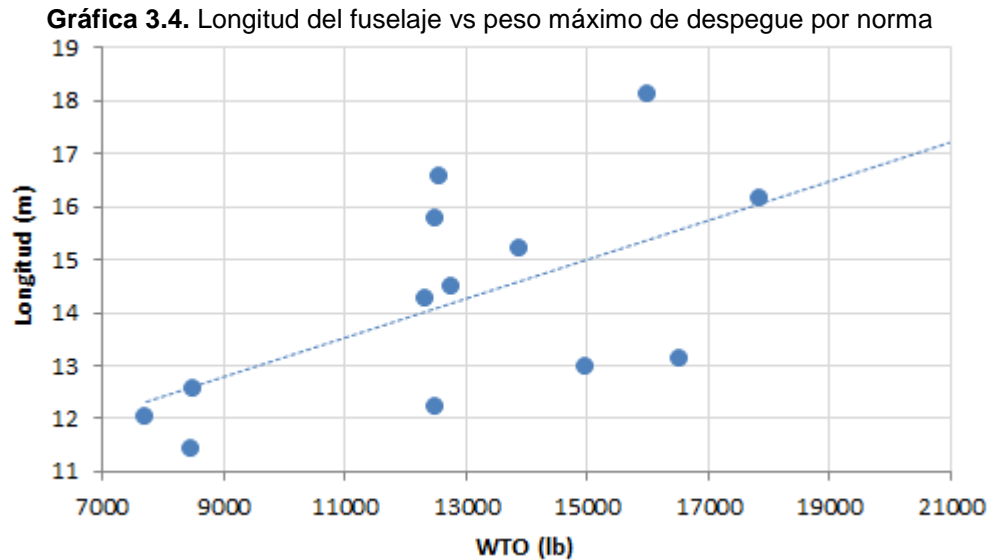
x Representa el peso vacío lb

$$y = 0,2472(10600lb) + 186,84 = 2807,16lb$$

El peso de combustible estimado para la aeronave en proceso es de 2800 lb.

3.1.4 Longitud del fuselaje vs peso máximo por norma

Para tener una idea de la posible longitud del fuselaje se determinó con referencia a la línea de tendencia del base line y se obtuvo la gráfica 3.4.



Fuente: Autora

Ecuación 3.4. Ecuación línea de tendencia para longitud de fuselaje

$$y = 0,0004x + 9,4569$$

Donde

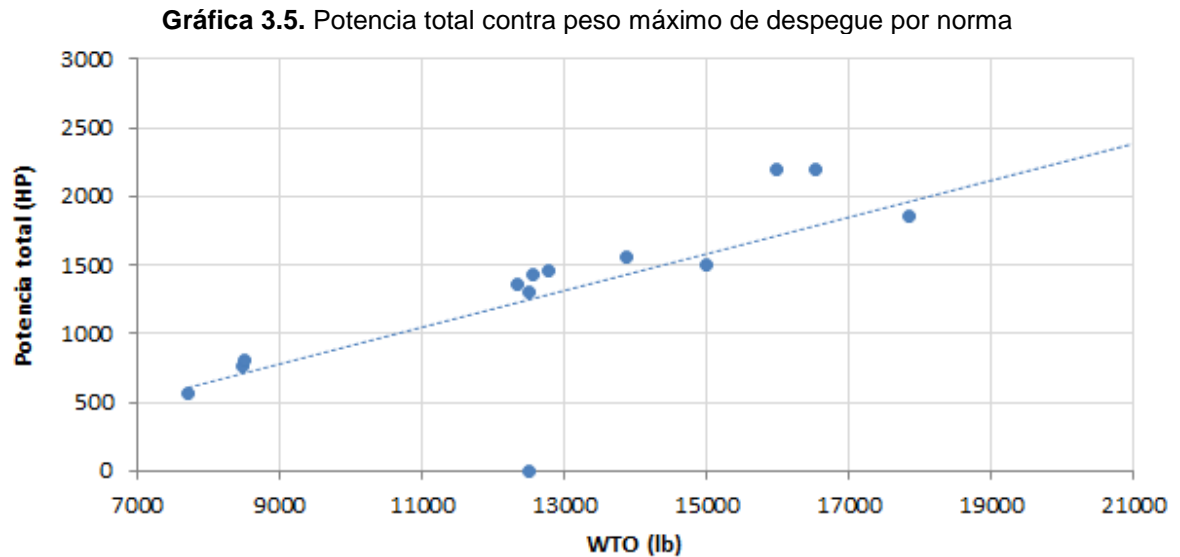
y	Representa la longitud del fuselaje	m
x	Representa el peso máximo al despegue	lb

$$y = 0,0004(19000) + 9,4569 = 17,0569 \text{ m}$$

Por lo que se ve que el fuselaje podría estar midiendo hasta aproximadamente 17,0569 m. Este valor puede variar dependiendo del dimensionamiento preliminar que se hizo en el capítulo 2, el cual tenía una longitud de aproximadamente 15 m, por lo que se deja la longitud inicial –dado que permite acomodar tanto a la tripulación como a la carga en un menor fuselaje–, lo cual permitirá una disminución en drag y peso comparado con la longitud obtenida en el presente numeral.

3.1.5 Potencia total vs peso máximo por norma

Debido a que se desea que la aeronave pueda transportar máxima carga con la máxima carga de combustible, se desea utilizar el máximo peso que permite la norma, por lo cual se determinó cual podría ser la potencia de la aeronave de acuerdo a línea base dando la gráfica 3.5.



Fuente: Autora

Ecuación 3.5. Ecuación línea de tendencia para potencia total

$$y = 0,1332x - 419,12$$

Donde

y	Representa la potencia total	SHP
x	Representa el peso máximo al despegue	lb

$$y = 0,1332(19000) - 419,12 = 2111,68 \text{ SHP}$$

Se observa que la aeronave necesita aproximadamente 2111,68 SHP, pero se debe determinar, en secciones posteriores, el empuje necesario para las diferentes fases. Ese cálculo dará la potencia que finalmente necesitará la aeronave. Adicionalmente,

se debe buscar comercialmente qué motores existen, aun así, probablemente dicha potencia estará cercana al presente valor calculado.

La tabla 3.1 hace un resumen de los valores calculados hasta el momento.

Tabla 3.1. Recopilación de valores por línea base

Ítem	Valor por línea base
Peso carga paga	5511,55 lb
Peso vacío	10600 lb
Peso de despegue	16812,30 lb
Peso de combustible	2807,16 lb
Longitud del fuselaje	15 m
Potencia total	2111,68 SHP

Fuente: Autora

3.2 DETERMINACIÓN DE PESOS POR FRACCIONES PARCIALES DE COMBUSTIBLE

En el numeral 3.1.3 se halló un posible peso de combustible. En esta sección se determinó el peso a través del método de fracciones parciales de combustible siguiendo el proceso propuesto por Roskam en la parte I de sus libros denominada 'dimensionamiento preliminar de aeronaves'.

El autor sugiere la fracción de combustible que va a ser consumida durante cada fase del vuelo a través de estadística con aeronaves similares, lo cual es de suma importancia para el cálculo que fue realizado comparando el comportamiento de dos motores. A continuación la tabla 3.2 muestra los valores propios para aeronaves de transporte.

Tabla 3.2. Fracciones de combustible sugeridas

Tipo de aeronave	Encendido y calentamiento de motor (W_1)	Taxi (W_2)	Despegue (W_3)	Ascenso (W_4)	Descenso (W_6)	Aterrizaje taxi y apagado. (W_7)
Transporte	0,99	0,99	0,995	0,98	0,99	0,992

Fuente: ROSKAM, Jan. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Tabla 2.1. p 12

Así mismo se cita en la tabla 3.3 el consumo de combustible y los caballos de potencia transmitidos al eje de los motores TPE 331-5 junto con el PT6 A-25C, motores que actualmente están en servicio en aeronaves de carga. Esto se realiza con el objetivo de determinar por consumo la cantidad de combustible que podrá necesitar la aeronave durante las fases de traslado.

Tabla 3.3. Consumo de combustible de los motores

	SHP Max. Continuo (SHP)	Consumo de combustible (Lb/HP/Hr)
TPE 331-5 ⁸	776	0,57
PT6A-25C ⁹	750	0,595

Fuente: Autora

Inicialmente, se procedió a conocer la relación entre (W_4/W_5) correspondiente a la fase de crucero, se despejó de la ecuación de rango de Breguet. Véase en ecuación 3.6 para aeronaves propulsadas por hélice.

Ecuación 3.6. Ecuación de rango de Breguet ¹⁰

$$R_{cr} = 375 \left(\frac{\eta_P}{C_p} \right)_{cr} \left(\frac{L}{D} \right)_{cr} \ln \left(\frac{W_4}{W_5} \right)$$

Donde

R_{cr}	Rango en crucero	nm
η_P	Eficiencia de la hélice	-
C_p	Consumo específico de combustible	Lb/hp/hr
$(L/D)_{cr}$	Relación sustentación-arrastre en crucero	-
(W_4/W_5)	Fracción de peso de ascenso y crucero	-

⁸ HONEYWELL. TPE 331 Pilot tips. Estados Unidos: Honeywell, 2004. p. 28

⁹ PRATT & WHITNEY CANADA CORP. Factsheet PT6A-25C. Quebec: Pratt & Whitney. p. 1

¹⁰ ROSKAM, Jan. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985. p. 15

Usando la tabla 3.4 se tomó un valor intermedio de los sugeridos por Roskam para L/D, pero para el consumo se utilizó el valor obtenido de los motores TPE y P&W en lugar del histórico dado que se cuenta con un valor más preciso que un valor estadístico.

Tabla 3.4. Valores sugeridos para L/D y Cp para crucero.

Tipo de aeronave	L/D	Cp
10. Transporte	13-15	0,4-0,7
Valor tomado	14	0,57 y 0,595

Fuente: ROSKAM, Jan. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Tabla 2.2. p 14

Se calculó la fracción parcial de combustible para cada motor, de manera que posteriormente se pudiera realizar una comparación entre ellos.

Según los requerimientos establecidos en la sección 1.1 se pide un rango de 1000 km; es decir, 540 nm, la eficiencia la hélice es de aproximadamente 0,85¹¹, conociendo estos valores se procedió a despejar la ecuación de rango de Breguet para el motor TPE 331-5.

El consumo de combustible de dicho motor fue indicado en la tabla 3.2 al inicio de la sección.

De tal forma:

$$540 = 375 \left(\frac{0,85}{0,57} \right) (14) \ln \left(\frac{W_4}{W_5} \right)$$

$$\frac{W_5}{W_4} = 0,933$$

De la misma manera se realizó el procedimiento anterior para el motor PT6A-25C, variando el consumo de combustible a 0,595 según tabla 3.5. Se obtuvo como resultado:

$$540 = 375 \left(\frac{0,85}{0,595} \right) (14) \ln \left(\frac{W_4}{W_5} \right)$$

¹¹ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p.127

$$\frac{W_5}{W_4} = 0,93$$

Conociendo la relación (W_4/W_5) correspondiente a crucero para cada motor, la fracción de combustible para toda la misión se calcula con la ecuación 3.7:

Ecuación 3.7. Fracción de combustible total para la misión ¹²

$$m_{ff} = \left(\frac{W_7}{W_6} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_1}{W_{TO}} \right)$$

Donde

m_{ff}	Fracción total de combustible para la misión	-
W_1	Encendido y calentamiento de motor	lb
W_2	Taxi	lb
W_3	Despegue	lb
W_4	Ascenso	lb
W_5	Crucero	lb
W_6	Descenso	lb
W_7	Aterrizaje taxi y apagado	lb
W_{TO}	Peso al despegue	lb

Usando las fracciones sugeridas por Roskam según la tabla 3.4, fueron reemplazadas para determinar la fracción de combustible total de los dos motores en estudio.

Motor TPE 331-5C

$$m_{ff} = (0,99)(0,99)(0,995)(0,98)(\mathbf{0,933})(0,99)(0,992) = 0,8756$$

Motor PT6A-25C

$$m_{ff} = (0,99)(0,99)(0,995)(0,98)(\mathbf{0,93})(0,99)(0,992) = 0,8728$$

¹² ROSKAM, Jan. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985. p. 52

Conociendo los valores de la fracción total de combustible, se calculó el peso del combustible usado a través de la ecuación 3.8.

Ecuación 3.8. Peso de combustible usado ¹³

$$W_{F_{usado}} = (1 - m_{ff})W_{TO}$$

Donde

$W_{F_{usado}}$ Peso de combustible usado lb

Motor TPE 331-5C

$$W_{F_{usado}} = (1 - 0,8756)(19000lb) = 2363,6$$

Motor PT6A-25C

$$W_{F_{usado}} = (1 - 0,8728)(19000lb) = 2416,8$$

Se aprecia que el motor TPE 331-5C tiene un consumo menor, a pesar de que tiene 26 SHP más que el motor PT6A-25C.

3.2.1 Peso de combustible a través de rango y consumo específico

Asumiendo un vuelo con máxima potencia continua a una velocidad promedio de 180 Knots (333,3 km/h), según requisitos establecidos por base line, se procede a calcular cuál sería el consumo de combustible para ambos casos.

Determinando el tiempo de vuelo esperado para dar cumplimiento a los requerimientos se obtiene la siguiente ecuación.

Ecuación 3.9. Tiempo de vuelo

$$Tiempo = \frac{distancia}{velocidad} = \frac{1.000\ km}{333,3\ km/h} = 3\ horas$$

¹³ ROSKAM, Jan. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985, p. 16

Aproximadamente el avión debería estar en condiciones de volar 3 horas. Acto seguido, se estableció el consumo por motor.

Ecuación 3.10. Consumo de los motores¹⁴

$$Motor_{TPE\ 331-5C} = 2\ motores * 776\ SHP * 0,579(lb/HP/Hr) * 3horas = 2653,92\ lb$$

$$Motor_{PT6-25C} = 2\ motores * 750\ SHP * 0,595(lb/HP/Hr) * 3horas = 2677,5\ lb$$

Se sabe que aproximadamente el 5% del combustible y del aceite quedan atrapados¹⁵ por lo que a los valores anteriores se les suma dicho porcentaje.

$$Motor_{TPE\ 331-5C} = 2653.92 * 1.05 = 2786.616\ lb$$

$$Motor_{PT6-25C} = 2677.5 * 1.05 = 2811.375\ lb$$

Los dos pesos obtenidos por consumo específico más el combustible atrapado están más próximos al peso de combustible obtenido por línea base que al peso obtenido por fracciones parciales, por lo que se decide asumir un peso de 2800 lb previendo una posible demora o traslado a aeropuerto alterno.

3.3 DIAGRAMA DE CARGA ALAR CONTRA CARGA DE POTENCIA

En esta sección se determinó la región en la cual la aeronave cumpliría con los requisitos de performance. Se buscó tener la menor área alar para reducir el peso y la resistencia, así como la mínima potencia necesaria para lograr ahorrar combustible y bajar el precio de la aeronave al seleccionar el motor más pequeño pero que cumpla con seguridad los requisitos.

3.3.1 Velocidad de pérdida

Los requisitos de la aeronave piden una velocidad mínima de 65 nudos con flaps; es decir, 110 ft/s, con base en ello se debe determinar el área alar necesaria para generar la sustentación suficiente para contrarrestar el peso y cumplir con el requisito sin entrar en pérdida.

La ecuación 3.11 se utilizó para determinar la sustentación.

¹⁴ ROSKAM, Jan. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985, p. 16

¹⁵ Ibid. p.7.

Ecuación 3.11. Sustentación ¹⁶

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S_w C_{Lmax}$$

Donde

L	Sustentación	lb
W	Peso	lb
ρ	Densidad altura específica	slug/ft ³
V_s	Velocidad de pérdida	ft/s
S_w	Área alar	ft ²
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	-

De la ecuación anterior se deriva la ecuación 3.12 al dividir ambos lados entre la superficie alar para determinar la carga alar.

Ecuación 3.12. Carga alar a velocidad de pérdida ¹⁷

$$\left(\frac{W}{S_w} \right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{Lmax}$$

Asumiendo los coeficientes de sustentación máximos desde 1.6 a 2.7¹⁸ en intervalos de 0.1 se procede calcular la relación de peso y superficie en velocidad de pérdida.

El dimensionamiento del ala basada en la velocidad de pérdida, en la ecuación 3.12, provee el primer gráfico del diagrama final, véase en gráfica 3.6.

Por seguridad se busca una baja velocidad de pérdida, para dar como resultado una mayor posibilidad de supervivencia a un accidente.

3.3.2 Velocidad máxima

Otro importante requisito de performance es la velocidad máxima, la cual depende del arrastre generado por la aeronave y la potencia de los motores.

¹⁶ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 119

¹⁷ Ibid. p. 119

¹⁸ Ibid. p.225

La potencia del motor varía de acuerdo con la velocidad y la altitud, por lo que se calcula utilizando la ecuación 3.13.

Ecuación 3.13. Carga de potencia a velocidad máxima ¹⁹

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2}\rho_0 V_{max}^3 C_{D_0} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho\sigma V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)}$$

Donde

$(W/P_{SL})_{V_{max}}$	Carga de potencia para velocidad máxima	lb/hp
η_P	Eficiencia de la hélice	-
ρ_0	Densidad a nivel del mar	slug/ft ³
V_{max}	Velocidad máxima	ft/s
C_{D_0}	Coeficiente de Drag parásito	-
(W/S)	Carga alar	lb/ft ²
K	Factor de drag inducido	-
ρ	Densidad altura específica	slug/ft ³
σ	Relación de densidades	-

Dado que en los requisitos de la aeronave se tiene una altitud crucero de 15000 ft se utiliza la densidad a dicha altura la cual es 0,0014962 slug/ft³ y la densidad a nivel del mar es 0,0023769 slug/ft³ por lo que la relación de densidades se calcula con la ecuación 3.14.

Ecuación 3.14. Relación de densidades. ²⁰

$$\sigma = \frac{0,0014962 \text{ slug/ft}^3}{0,0023769 \text{ slug/ft}^3} = 0,62947$$

Por línea base se determina que la relación de aspecto (AR) es igual a 10. Se encuentra la eficiencia de Oswald para hallar posteriormente el drag inducido (K), para lo cual se debe determinar la eficiencia de Oswald a través de la ecuación 3.15.

¹⁹ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013, p. 125.

²⁰ Ibid., p. 124

Ecuación 3.15. Eficiencia de Oswald. ²¹

$$e = 1,78(1 - 0,045xAR_w^{0,68}) - 0,64$$

Donde

e	Eficiencia de Oswald	-
AR_w	Relación de aspecto ala	-

$$e = 1,78(1 - 0,045x10^{0,68}) - 0,64 = 0,756617296$$

La constante de drag inducido se determinó con la ecuación 3.16.

Ecuación 3.16. Constante para drag inducido. ²²

$$K = \frac{1}{\pi e AR_w}$$

Donde

K	Factor de drag inducido	-
-----	-------------------------	---

$$K = \frac{1}{\pi(0,756617296)(10)} = 0,042070131$$

Mohammad indica que las aeronaves de transporte turboprop tienen un drag parásito desde 0.018 hasta 0.024²³, por lo que se tomó el máximo valor dado que sería la peor condición posible.

El término completo fue multiplicado por 550 (ft.lb)/seg para cambiar de $\frac{\text{lb}}{\text{lb} \frac{\text{ft}}{\text{s}}}$ a $\left(\frac{\text{lb}}{\text{hp}}\right)$ y la eficiencia de la hélice se asumió como 0.85, tal como se había establecido en numerales anteriores.

El gráfico para la velocidad máxima se puede apreciar en el diagrama final (gráfica 3.6).

²¹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 361

²² SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 122

²³ Ibid. p. 127

3.3.3 Carrera de despegue

La carga de la potencia para el despegue es calculada con la ecuación 3.17, así como las variaciones de la carga de potencia contra la carga alar.

Ecuación 3.17. Carga de potencia para despegue ²⁴

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{(W/S)}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{(W/S)}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}}$$

Donde

$(W/S)_{V_S}$	Carga alar a velocidad de pérdida	lb/ft ²
ρ	Densidad	slug/ft ³
g	Gravedad	ft/s ²
C_{D_G}	$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$	-
S_{TO}	Distancia de despegue	ft
(W/S)	Carga alar	lb/ft ²
μ	Coefficiente de fricción	-
C_{L_R}	Coefficiente de sustentación de rotación en despegue	-
η_P	Eficiencia de la hélice	-

La distancia de despegue está especificada dentro de los requisitos como 1300 ft.

Se calculó un posible coeficiente de despegue a través de la ecuación 3.18, tomando como base el coeficiente de lift de crucero y el delta generado por la utilización de dispositivos hipersustentadores.

Ecuación 3.18. Coeficiente de sustentación al despegue ²⁵

$$C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flap_{TO}}}$$

Donde

$C_{L_{TO}}$	Coeficiente de sustentación al despegue	-
C_{L_C}	Coeficiente de sustentación en crucero	-
$\Delta C_{L_{flap_{TO}}}$	Coeficiente adicional de sustentación generado por configuración de flaps al despegue	-

²⁴ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013, p 135.

²⁵ Ibid. p. 132.

Donde el coeficiente de sustentación de la aeronave (C_{LC}) es asumido como 0.3 y el ($\Delta C_{L_{flap_{TO}}}$) como 0.6 ²⁶.

Entonces:

$$C_{L_{TO}} = 0,3 + 0,6 = 0,9$$

El coeficiente de arrastre de las superficies hipersustentadoras a la configuración de despegue ($C_{D_{oHLD TO}}$) se encuentra entre los valores 0,003 a 0,008 ²⁷, por lo que se asumió un valor intermedio de 0.005.

De manera que el coeficiente de arrastre parásito para el despegue se calcula con la ecuación 3.19.

Ecuación 3.19. Coeficiente de arrastre total al despegue²⁸

$$C_{D_{oTO}} = C_{D_o} + C_{D_{oHLD TO}}$$

Donde

$C_{D_{oTO}}$	Coeficiente de drag zero-lift configuración despegue	-
C_{D_o}	Coeficiente de drag zero limpio	-
$C_{D_{oHLD TO}}$	Coeficiente de arrastre de las superficies hipersustentadoras al despegue	-

$$C_{D_{oTO}} = 0,024 + 0,005 = 0,029$$

Por lo que el coeficiente de drag al despegue se calculó con la ecuación 3.20.

Ecuación 3.20. Coeficiente de drag despegue ²⁹

$$C_{D TO} = C_{D_{oTO}} + K C_{L_{TO}}^2$$

Donde

$C_{D TO}$	Coeficiente de drag configuración de despegue	-
------------	---	---

²⁶ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013l. p. 151

²⁷ Ibid. p. 132

²⁸ Ibid. p. 132

²⁹ Ibid. p. 132

$$C_{D_{TO}} = 0,029 + 0,042070131(0,9)^2 = 0,06307$$

Posteriormente se calculó el coeficiente de sustentación de rotación con la ecuación 3.21.

Ecuación 3.21. Coeficiente de sustentación de rotación. ³⁰

$$C_{L_R} = \frac{2 W_{TO}}{\rho S V_R^2}$$

Donde

C_{L_R}	Coeficiente de sustentación de rotación en despegue	-
V_R	Velocidad de rotación	ft/s

Para determinar el coeficiente de lift durante la rotación se necesita determinar la velocidad de rotación, la cual se calculó con la ecuación 3.22.

Ecuación 3.22 Velocidad de rotación ³¹

$$V_R = 1,1 V_S$$

Donde

V_R	Velocidad de rotación	ft/s
-------	-----------------------	------

$$V_R = 1,1 \left(110 \frac{ft}{s} \right) = 121 \frac{ft}{s}$$

Se reemplaza para determinar el coeficiente de lift durante la rotación.

$$C_{L_R} = \frac{2(19000lb)}{(0,0023769)(450ft^2) \left(121 \frac{ft}{s} \right)^2} = 2.42655$$

³⁰ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 131

³¹ Ibid. p. 134

Por lo que el coeficiente de arrastre para la fase de despegue se calcula con la ecuación 3.23.

Ecuación 3.23. Coeficiente de arrastre ³²

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$$

Donde

C_{D_G}	$(C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$	-
$C_{D_{TO}}$	Coeficiente de drag configuración de despegue	-
μ	Coeficiente de fricción	-
$C_{L_{TO}}$	Coeficiente de sustentación al despegue	-

$$C_{D_G} = 0.06307 - 0.04(0.9) = 0.02707$$

La velocidad de despegue se determinó con la ecuación 3.24.

Ecuación 3.24. Velocidad de despegue ³³

$$V_{TO} = 1.1V_{SO}$$

Donde

V_{TO}	Velocidad de despegue	ft/s
V_{SO}	Velocidad de pérdida con flaps	ft/s

$$V_{TO} = 1,1 \left(110^{ft/s} \right) = 121^{ft/s}$$

Para el coeficiente de fricción se toma un coeficiente de fricción de 0.04 para aterrizaje en pista de concreto y para tierra firme; ³⁴ lo cual, cubriría el requerimiento de operar desde pistas tanto preparadas como no preparadas.

Por lo que finalmente se reemplazó para determinar la carga de potencia utilizando una carga alar a velocidad de pérdida de 23,008392, calculado en el numeral 3.3.1.

Como los valores de la carga de potencia varían en función de la carga alar, los resultados se muestran en la gráfica 3.6.

³² SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013p. 131

³³ Ibid. p. p. 131

³⁴ Ibid. p. 132

3.3.4 Tasa de ascenso

La tasa de ascenso depende directamente de la potencia de la aeronave y el peso que tiene que mover, por lo que se calculó la carga de potencia para diferentes cargas alares; así mismo, la norma FAR23 ³⁵ pide un gradiente positivo de ascenso con un solo motor, por lo que se debió analizar ambas condiciones.

La tasa de ascenso se determinó con la ecuación 3.25 variando la carga alar.

Ecuación 3.25. Tasa de ascenso con dos motores ³⁶

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{Do}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}}$$

Donde

$(W/P)_{ROC}$	Carga de potencia para tasa de ascenso	lb/hp
ROC	Tasa de ascenso	ft/min
$(L/D)_{max}$	Relación sustentación-arrastre máximo	-

La relación de sustentación a arrastre máximo se determinó con la ecuación 3.26.

Ecuación 3.26. Relación sustentación-arrastre³⁷

$$(L/D)_{max} = \frac{(C_{Do} \pi e A R_w)^{1/4}}{2 C_{Do}}$$

Lo que finalmente arrojó como resultado

$$(L/D)_{max} = \frac{(0,024 * \pi * 0,756617 * 10)^{1/4}}{2(0,024)} = 18,1058$$

³⁵ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulation 23, Estados Unidos: 2013. p. 211.

³⁶SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013, p. 139.

³⁷ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. 4^{ta} Ed. New York: McGraw-Hill, 2005. p.415

La ecuación 6.25 se desarrolló para uno y dos motores, utilizando las tasas de ascenso que se pedía en los requisitos, que eran de 500 y 1500 ft/min, respectivamente.

Los resultados de este cálculo se aprecian en la gráfica 3.6.

3.3.5 Techo de servicio

El techo de servicio está definido como la mayor altitud en la que la aeronave puede ascender a una tasa de 100 ft/min ³⁸, por lo que la ecuación 3.27 se utilizó para determinar la carga de potencia necesaria variando la carga alar pero manteniendo constante la tasa de ascenso.

Ecuación 3.27. Relación de carga de potencia para techo de servicio ³⁹

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{sc} = \frac{\sigma_c}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}$$

Donde

$(W/P_{SL})_{sc}$	Carga de potencia techo de servicio	lb/hp
ROC	Tasa de ascenso crucero	ft/min

Los resultados se aprecian en la gráfica 3.6. Diagrama final contra carga de potencia.

³⁸ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013, p. 395

³⁹ Ibid. p. 144.

3.3.6 Techo de crucero

El techo de crucero está definido como la mayor altitud en la cual la aeronave puede ascender con una tasa de 300 ft/min ⁴⁰. De manera tal que la ecuación 3.28 se utilizó para determinar la carga de potencia en función de la carga alar manteniendo constante la tasa de ascenso.

Ecuación 3.28. Relación de carga alar para techo de crucero ⁴¹

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{crC} = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_c}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{Do}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}$$

Donde

$(W/P_{SL})_{crC}$	Carga de potencia crucero	lb/hp
ROC_c	Tasa de ascenso crucero	ft/min

Los resultados se aprecian en la gráfica 3.6. Diagrama final contra carga de potencia

3.3.7 Diagrama final de carga alar y carga de potencia

La gráfica 3.6 muestra el área en la cual la aeronave cumple con los requisitos, mediante el gráfico se ve que todos los W/P por debajo de la condición analizada cumplen con el objetivo, y para las gráficas de velocidad de pérdida se mira la región hacia la izquierda del coeficiente de lift utilizado.

Se busca que la carga alar sea lo más baja posible para tener la menor velocidad de pérdida y tener en general un buen desempeño a bajas velocidades especialmente durante las fases de despegue y aterrizaje, por lo que se seleccionó la sección de W/S entre 31.7 y 33.1 la cual corresponde a coeficiente de lift máximos con flaps de 2.2 y 2.3 los cuales son obtenibles al utilizar flaps tipo single y double slot ⁴².

Para dicha zona se ve que la velocidad máxima necesita una carga de potencia de 11 lb/hp, lo cual con el peso máximo por categoría de 19000 lb daría una potencia de 1727.27 SHP, y entre los dos motores TPE 331-5C se obtiene 1552 SHP, por lo

⁴⁰ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 144

⁴¹ Ibid. p. 144

⁴² HEINTZ, Chris. Flying on your own wings. Estados Unidos: Trafford, 2009. p.225

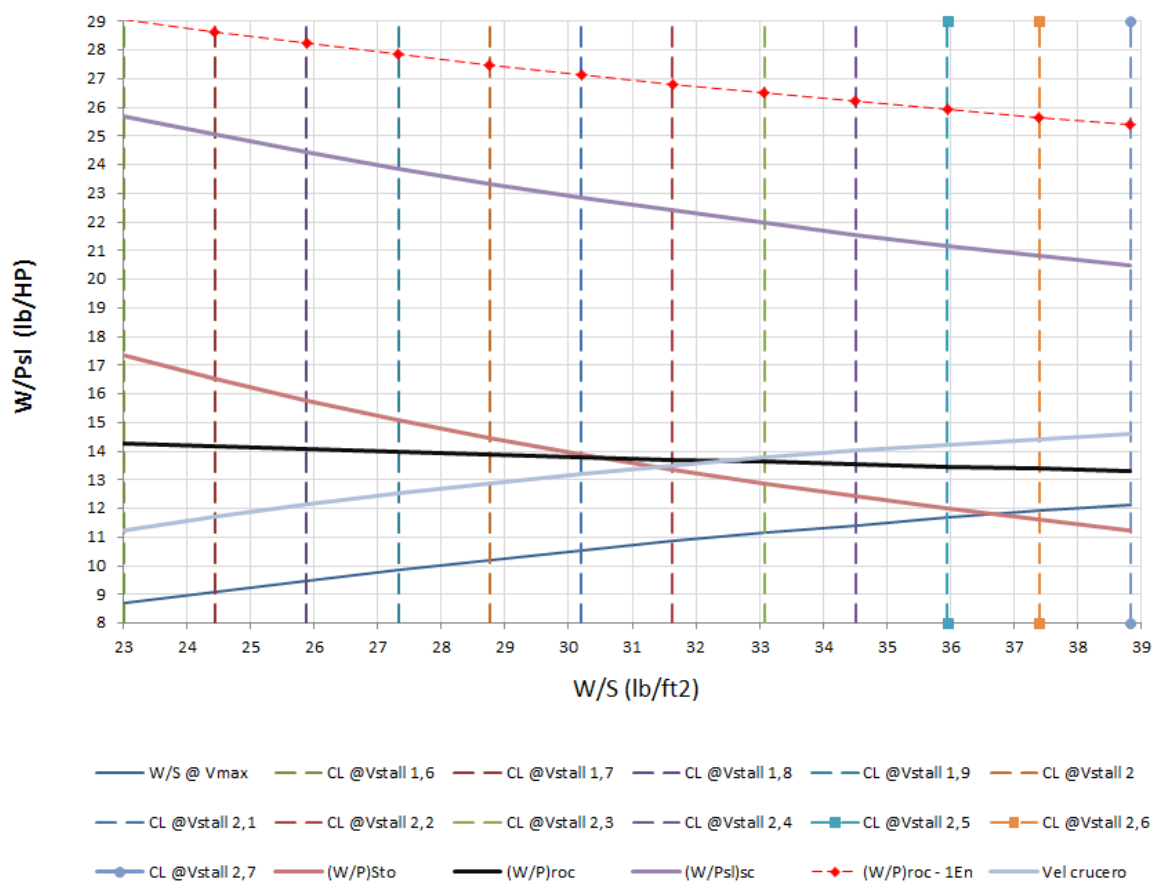
tanto se reemplaza por el motor siguiente en potencia del mismo fabricante, el TPE 331-10J cuyos datos se recogen en la tabla 3.5.

Tabla 3.5. Datos de motor TPE 331-10J

Motor	Máximos Continuos		Despegue (5 minutos)	
	SHP	RPM	SHP	RPM
TPE 331-10J	970	1591	1000	1591

Fuente: FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Honeywell, type certificate data sheet e4we. p. 3

Gráfica 3.6. Diagrama final de carga alar contra carga de potencia



Fuente: Autora

Por lo que teniendo una carga de entre 31.7 y 33.1 lb/ft^2 y utilizando el máximo peso por norma la aeronave Grizzly quedaría con un área alar entre 574 y 599 ft^2 con una carga potencia de 9.5 para máxima potencia y de 9.79 para máxima potencia continua, valores que quedan por debajo de la línea de carga de potencia que

necesita la velocidad máxima lo que significa que la aeronave estaría en capacidad de superar la velocidad máxima solicitada.

Por lo que finalmente se decidió seleccionar un área alar de 580 ft² valor que puede cambiar una vez se comience a hacer el análisis y dimensionamiento final de la planta alar.

3.3.8 Empuje requerido para crucero

Se calculó el empuje requerido para la fase de crucero y con ello ver preliminarmente si la aeronave estaría en capacidad de alcanzar la velocidad solicitada, 303 ft/seg, a nivel del mar, 10000 pies, 15000 pies y finalmente 25000 pies.

Para lograr esto se procedió a determinar el coeficiente de sustentación, variando la velocidad desde 100ft/s hasta 350 ft/s, despejando de la ecuación de sustentación, véase la ecuación 3.29.

Ecuación 3.29. Coeficiente de sustentación.

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho_0 V^2 S_w}$$

Luego se determinó el coeficiente de arrastre total con la ecuación 3.30.

Ecuación 3.30. Coeficiente de arrastre. ⁴³

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Posteriormente se calculó la relación sustentación a arrastre con la ecuación 3.31.

Ecuación 3.31. Relación de sustentación-arrastre. ⁴⁴

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

Por lo que finalmente se pudo calcular el empuje requerido con la ecuación 3.32.

⁴³ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 319

⁴⁴ Ibid. p. 396

Ecuación 3.32. Empuje requerido ⁴⁵

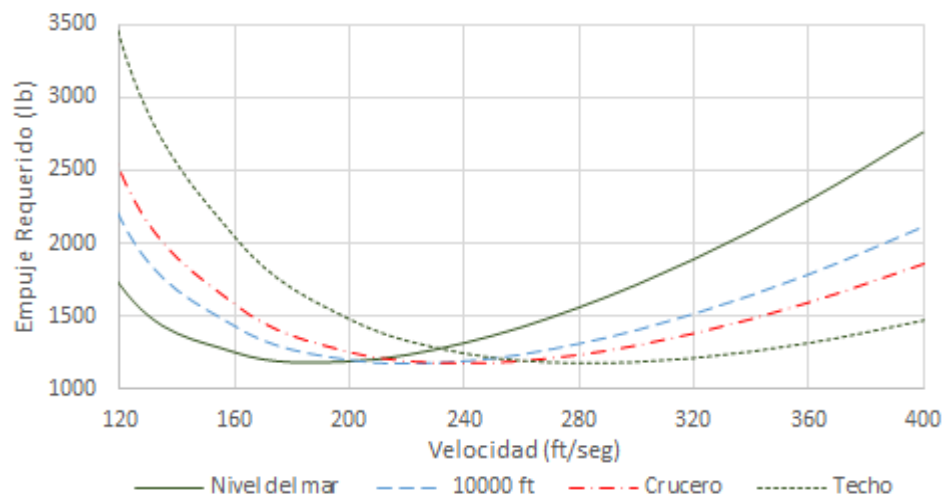
$$T_R = \frac{W}{L/D}$$

Donde

T_R Empuje requerido lb

Dando como resultado la siguiente gráfica 3.7.

Gráfica 3.7. Empuje requerido para crucero



Fuente: Autora

Este valor resultado se pasara a potencia en capítulos posteriores para confirmar la idoneidad o no de los motores.

Ecuación 3.33. Empuje ⁴⁶

$$T = \frac{\eta_P * 550 * P}{V}$$

Donde

P Potencia Lb*ft/s

⁴⁵ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 395

⁴⁶ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 487

Finalmente se concluye que la aeronave queda como se muestra en la tabla 3.6.

Tabla 3.6. Recopilación de los valores calculados

PARÁMETRO	VALOR
Peso vacío	10600 lb.
Peso de combustible	2800 lb.
Peso de carga paga	5511 lb.
Peso máximo al despegue	19000 lb.
Área alar	580 ft ²
Longitud del fuselaje	15 m
Motores	TPE 331-10J
Máxima potencia	1000 SHP
Máxima potencia continua	970 SHP

Fuente: Autora

4. DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR ALAS

En este capítulo se realizó el dimensionamiento y optimización de la planta alar, para ello primero se determinó la mejor relación de aspecto posible (AR) con el objetivo de bajar el drag inducido y aumentar la eficiencia de Oswald, pero de igual manera la envergadura no se puede aumentar mucho dado que esto aumentaría considerablemente el peso.

La relación de aspecto se varió desde 8 hasta 13 a intervalos de 0.5, acorde a ello se calculó la eficiencia de Oswald con la ecuación 3.15, con la ecuación 3.16 se determinó el drag inducido, con lo que finalmente se determinó la relación de sustentación-arrastre máximo usando la ecuación 3.26. Todo lo cual se puede apreciar en la tabla 4.1 y 4.2.

Tabla 4.1. Variación de relación de aspecto (1)

	Ala1	Ala 2	Ala 3	Ala 4	Ala 5	Ala 6
AR	8	8,5	9	9,5	10	10,5
e	0,81059	0,79672	0,78312	0,76975	0,75661	0,74368
Cdi	0,04908	0,04700	0,04516	0,04352	0,04207	0,04076
(L/D) máx	14,56751	14,88689	15,18713	15,46957	15,73538	15,98557

Fuente: Autora

Tabla 4.2. Variación de relación de aspecto (2)

	Ala 7	Ala 8	Ala 9	Ala 10	Ala 11
AR	11	11,5	12	12,5	13
e	0,73094	0,71839	0,70601	0,69379	0,68173
Cdi	0,03958	0,03852	0,03757	0,03670	0,03591
(L/D) máx	16,22103	16,44256	16,65085	16,84654	17,03019

Fuente: Autora

Como se esperaba la eficiencia de Oswald aumenta con el incremento de la relación de aspecto todo lo cual a su vez hace que el coeficiente de drag inducido disminuya de manera lineal al aumentar de los dos anteriores.

Para analizar la aeronave Grizzly en un amplio rango se analizaron 5 posibles configuraciones de pesos al variar el porcentaje de combustible y de carga paga, como se muestra en la tabla 4.3

Tabla 4.3. Configuración de pesos según porcentaje de combustible y carga paga

	Porcentaje de Combustible	Porcentaje de Carga	W fuel (lb)	W pld (lb)	W _E (lb)	W _c (lb)	W _{TO} (lb)
Con.1	0,5	0,5	1400	2755,775	10600	440	15195,775
Con.2	0,5	1	1400	5511,55	10600	440	17951,55
Con.3	1	0	2800	0	10600	440	13840
Con.4	1	0,5	2800	2755,775	10600	440	16595,775
Con.5	1	1	2800	5511,55	10600	440	19351,55

Fuente: Autora

Con cada una de las alas de las tablas 4.1 y 4.2 y los pesos de la tabla 4.3 se procedió a calcular la tasa de ascenso máximo, usando la ecuación 4.1 y variando el área alar buscando determinar el impacto que dicho valor tendría sobre el performance, dio como resultado las gráficas 4.1 hasta 4.14.

La potencia para un motor de 970 SHP y para dos motores 1940 SHP

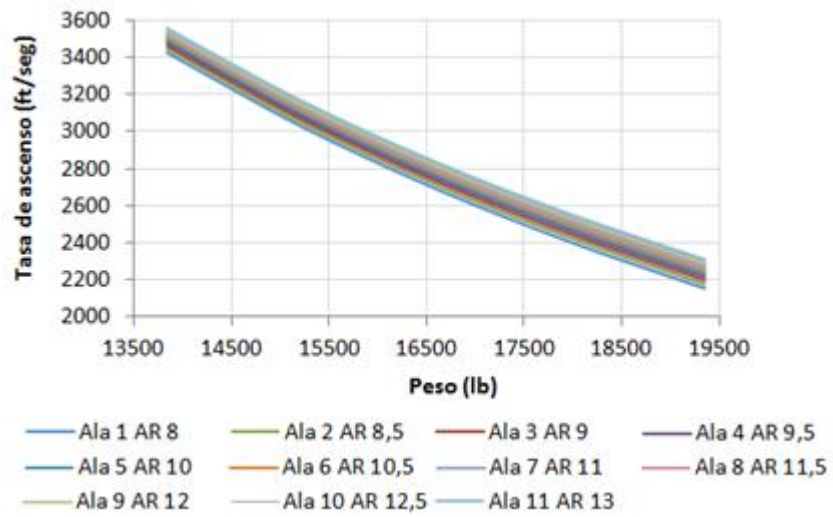
Ecuación 4.1. Tasa de ascenso máximo ⁴⁷

$$(R/C)_{max} = \left(\frac{\eta P}{W}\right)_{max} - 0,8776 \sqrt{\frac{W/S}{\rho_0 C_{D0}}} \left(\frac{1}{(L/D)_{max}^{3/2}}\right)$$

Las gráficas de la 4.1 a la 4.14 muestra los resultados obtenidos analizando 7 posibles áreas alares con 11 posibles relaciones de aspecto para cada una, se buscó determinar si en alguna condición la tasa de ascenso era baja o inclusive negativa, pero como se puede observar se determinó que la tasa de ascenso siempre es positiva y supera los requisitos de 500 y 1500 ft/min para uno y dos motores respectivamente.

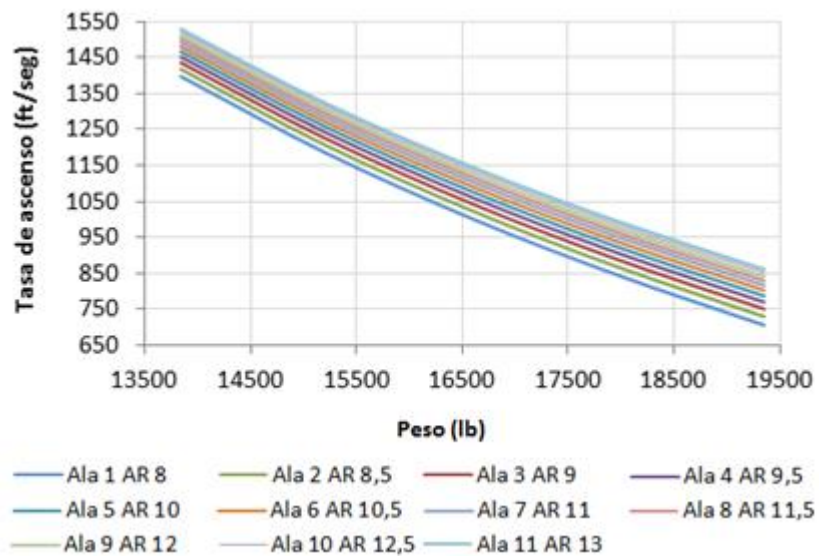
⁴⁷ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 428

Gráfica 4.1. Configuración alar con superficie de 550 ft² - 2 Motores



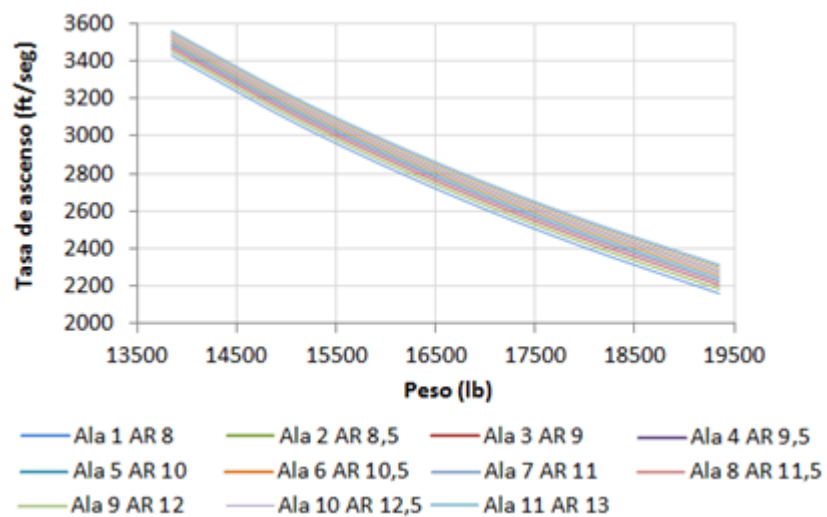
Fuente: Autora

Gráfica 4.2. Configuración alar con superficie de 550 ft² - 1 Motor



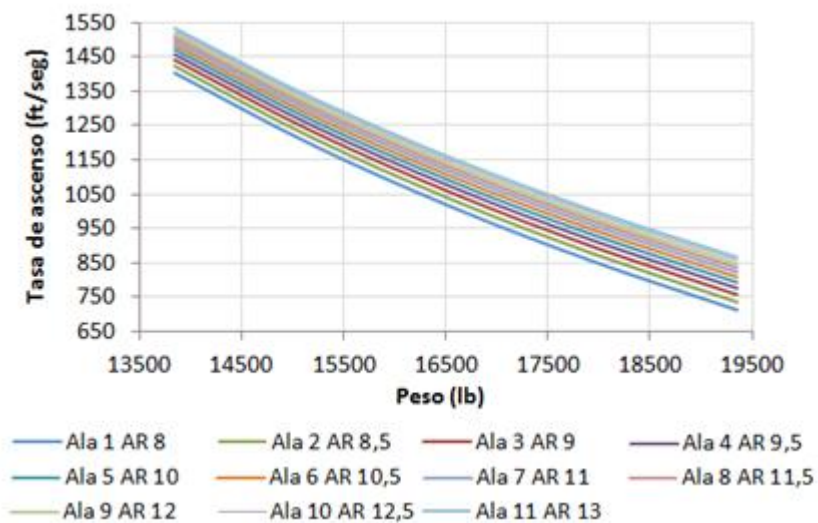
Fuente: Autora

Gráfica 4.3. Configuración alar con superficie de 560 ft² - 2 Motores



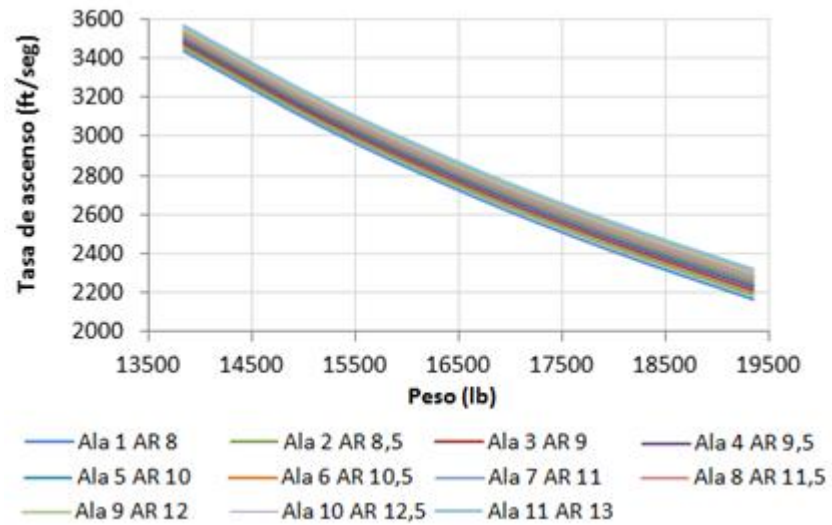
Fuente: Autora

Gráfica 4.4. Configuración alar con superficie de 560 ft² - 1 Motor



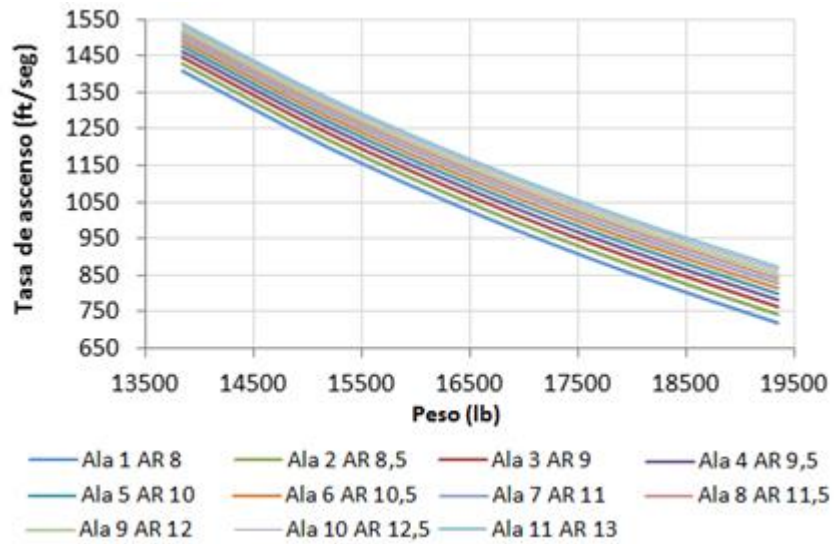
Fuente: Autora

Gráfica 4.5. Configuración alar con superficie de 570 ft² - 2 Motores



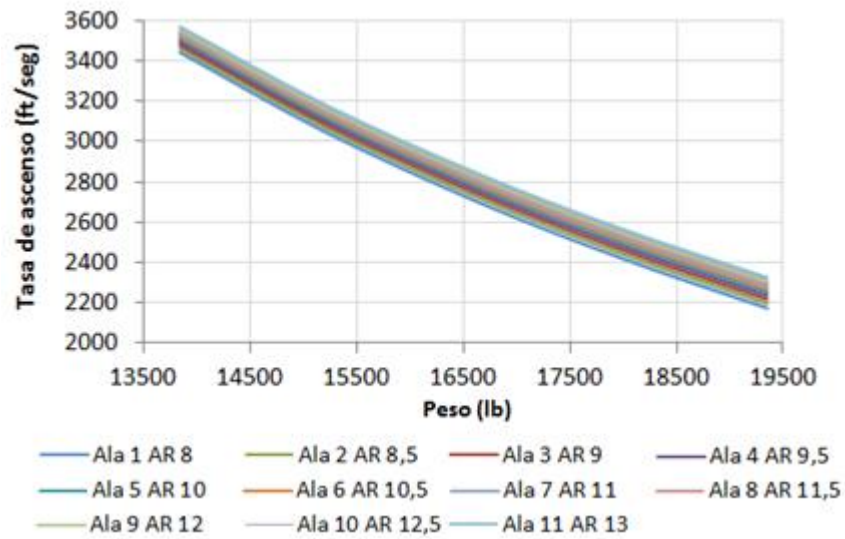
Fuente: Autora

Gráfica 4.6. Configuración alar con superficie de 570 ft² - 1 Motor



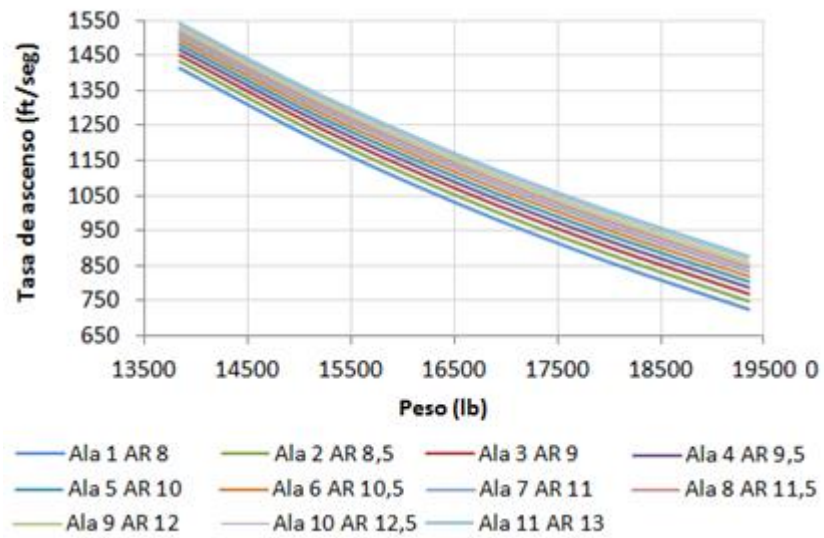
Fuente: Autora

Gráfica 4.7. Configuración alar con superficie de 580 ft² - 2 Motores



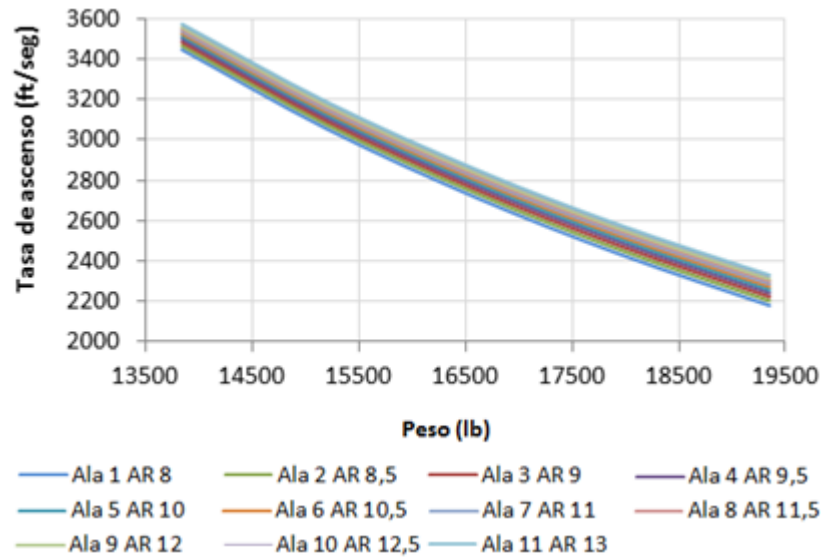
Fuente: Autora

Gráfica 4.8. Configuración alar con superficie de 580 ft² - 1 Motor



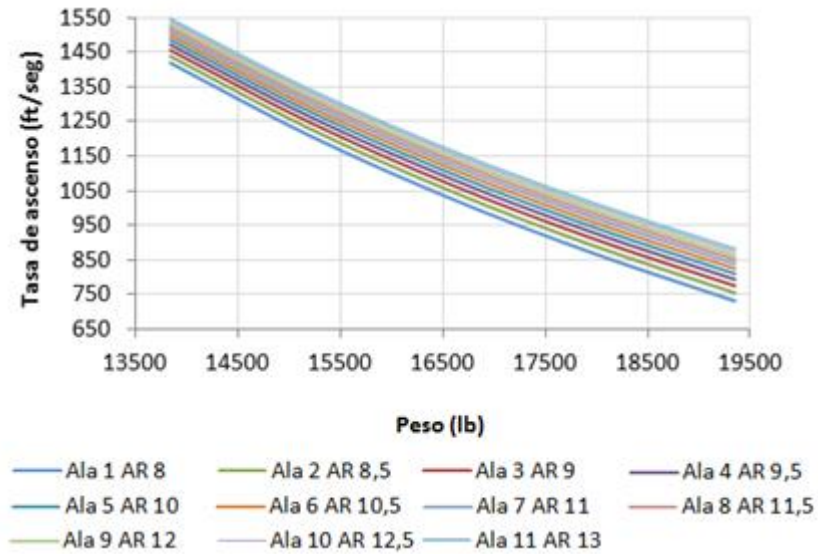
Fuente: Autora

Gráfica 4.9. Configuración alar con superficie de 590 ft² - 2 Motores



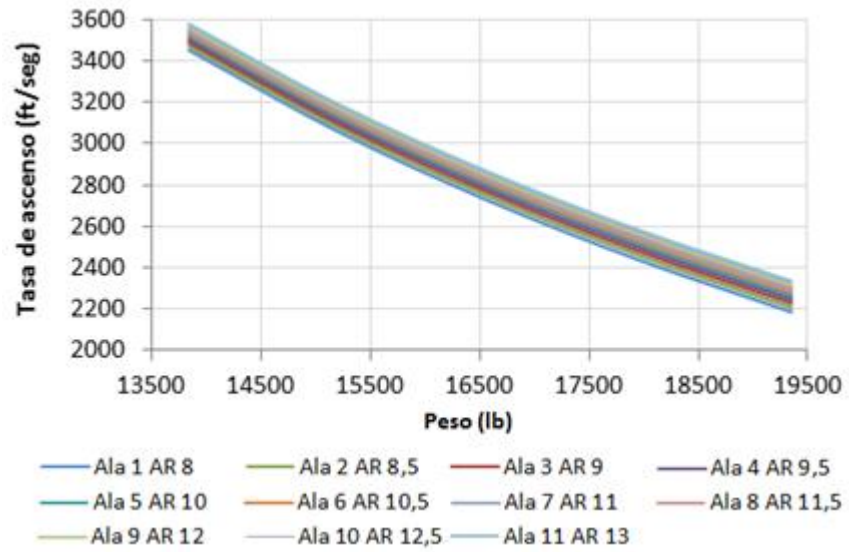
Fuente: Autora

Gráfica 4.10. Configuración alar con superficie de 590 ft² - 1 Motor



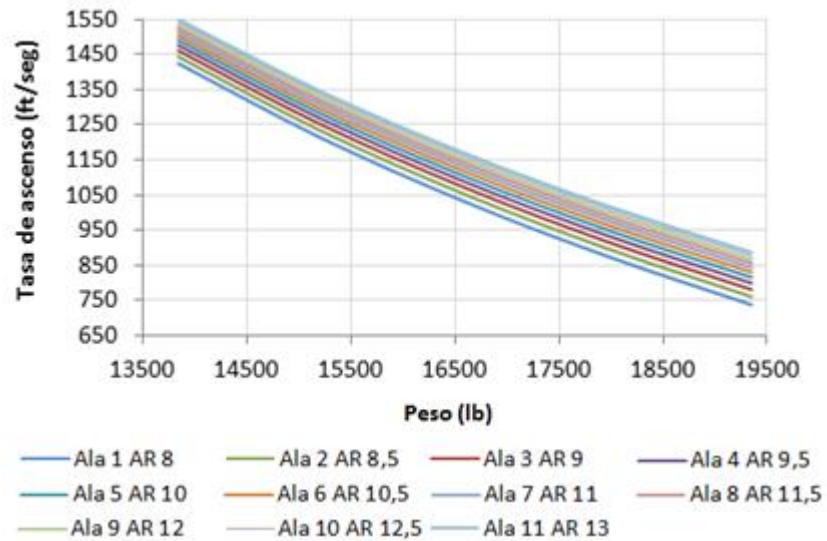
Fuente: Autora

Gráfica 4.11. Configuración alar con superficie de 600 ft² - 2 Motores



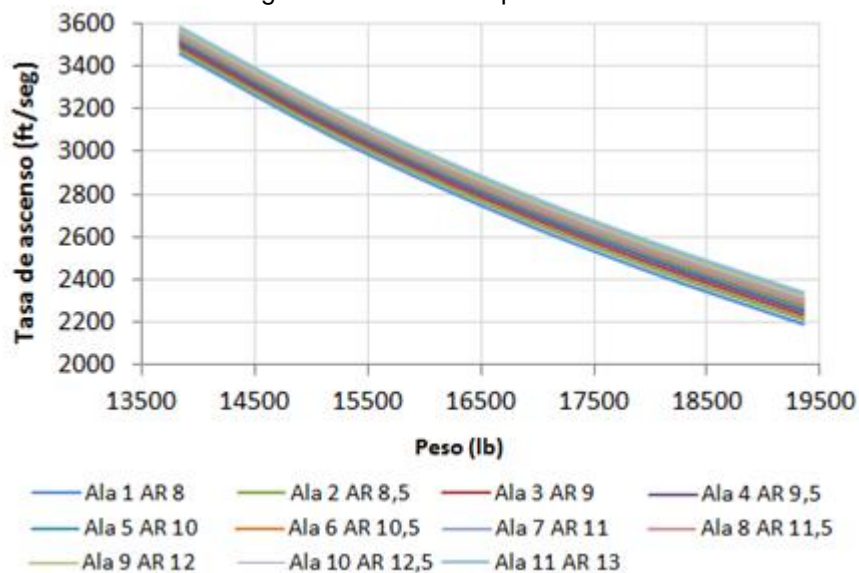
Fuente: Autora

Gráfica 4.12. Configuración alar con superficie de 600 ft² - 1 Motor



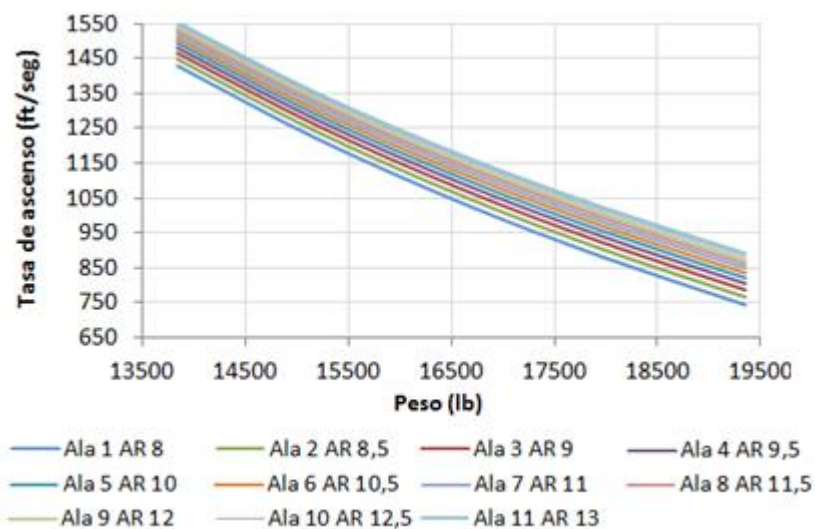
Fuente: Autora

Gráfica 4.13. Configuración alar con superficie de 610 ft² - 2 Motor



Fuente: Autora

Gráfica 4.14. Configuración alar con superficie de 610 ft² - 1 Motor



Fuente: Autora

Se puede apreciar que la tasa de ascenso para dos motores los resultados son muy parejos, con una variación de entorno a los 200 ft/min, mientras la tasa de ascenso con un motor muestra una mayor diferencia entre cada relación de aspecto, por ello y buscando tener una mayor reducción del drag inducido pero no penalizando el ala por peso.

Para determinar el impacto que tiene la relación de aspecto y el área alar en el peso del ala se calculó el peso que podría tener con la ecuación 4.2.

Ecuación 4.2. Peso del ala⁴⁸

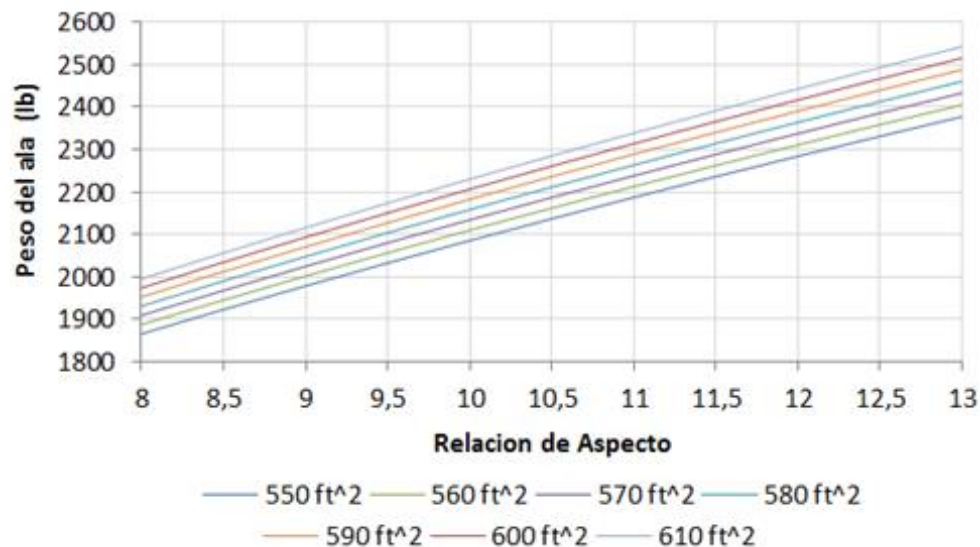
$$W_{wing} = 0.0051(W_{dg}N_z)^{0.557}S_w^{0.649}(t/c)^{-0.4}(1 + \lambda)^{0.1}(\cos\Lambda)^{-1.0}S_{CSW}^{0.1}$$

Donde

W_{wing}	Peso del ala	lb
W_{dg}	Peso máximo en fase de vuelo	lb
N_z	Factor de carga ultimo	-
S_w :	Área del ala	ft ²
(t/c) :	Relación espesor cuerda	-
λ	Relación de taperado	-
Λ	Flechamiento a c/4	Grados
S_{CSW} :	Área de superficie de control	ft ²

Para ello varios de los valores se asumieron utilizando como referencia la línea base, teniendo un factor de carga ultimo de 6.6, una relación de espesor de 0.18, un taperado de 0.5, un ángulo de flechamiento en c/4 de 0°, y un área de superficies de control de 15%. Teniéndose como resultado los gráficos 4.15 y 4.16.

Gráfica 4.15. Peso del ala en función del área y AR

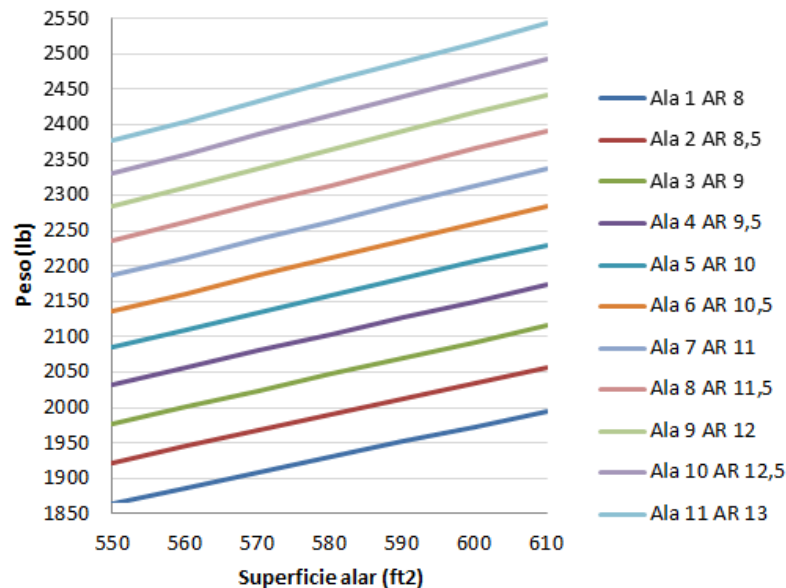


Fuente: Autora

⁴⁸ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 459

Usando la misma ecuación de peso variando la superficie alar para diferentes relaciones de aspecto

Gráfica 4.16. Superficie alar vs peso para diferentes AR



Fuente: Autora

Se pudo observar que el peso marca una diferencia entre cada relación de aspecto, entonces se buscó un AR que sea lo más alto posible para mejorar la tasa de ascenso pero lo suficientemente baja para reducir el peso por ello hasta el momento se perfila como la idónea el ala 6 con un AR de 10.5 y área de 580 ft² dado que permite cumplir con los requisitos de tasa de ascenso y de reducción drag inducido.

Con ello determinado se realizó un dimensionamiento preliminar buscando determinar una geometría básica teniendo en cuenta que se desea utilizar un ala semi-trapezoidal para de este modo mejorar el control de roll y posicionar los motores hacia el final de la parte recta.

Conociendo el área alar y la relación de aspecto se puede calcular la envergadura

Ecuación 4.3. Envergadura ⁴⁹

$$b_w = \sqrt{S_w * AR_w}$$

⁴⁹ TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p. 233

Donde

b_w	Envergadura del ala	ft
S_w	Área alar	ft ²
AR_w	Relación de aspecto ala	-

Por lo que la envergadura quedo.

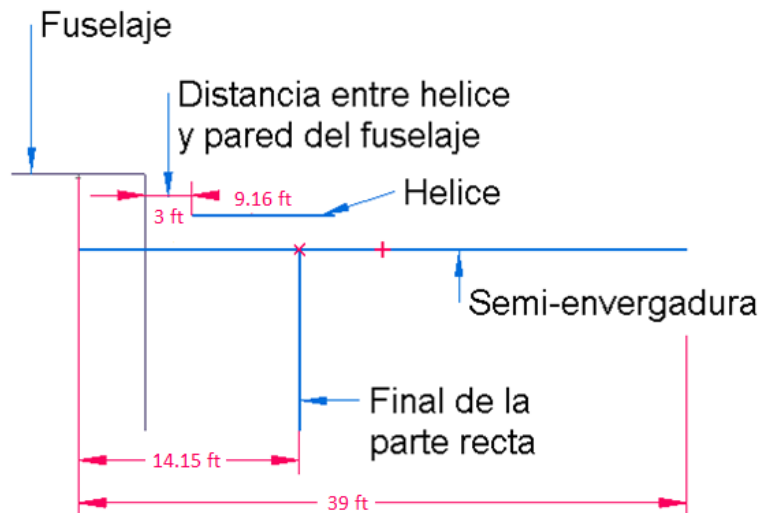
$$b_w = \sqrt{580 \text{ ft}^2 * 10,5} = 78,038 \text{ ft}$$

Redondeando valor a 78 ft para establecer una envergadura preliminar y dimensionar cuerdas en base a dicho valor.

Se necesita que la punta de la hélice quede separada de la pared del fuselaje por seguridad, por ello se seleccionó una distancia de 3 pies de manera tal que permitiera localizar el motor en la parte recta del ala, este podría ser el punto más adecuado por su fortaleza estructural; dada la cercanía al fuselaje junto con un momento bajo y reducida torsión gracias al poco brazo lateral.

Se utilizó el catálogo de hélices del fabricante HARTZELL para determinar cuál es la hélice de mayor diámetro utilizada en los motores TPE 331-10J, la cual es la HC-B4MN-5AL de 110 pulgadas de diámetro de paso variable y reversible⁵⁰, quedando como se aprecia la gráfica 4.17.

Gráfica 4.17. Dimensionamiento preliminar del ala



Fuente: Autora

⁵⁰ HARTZELL PROPELLER INC. Manual 159, application guide. Ohio: Hartzell, 2013. p.60

Conociendo que la envergadura es de 78 ft y semi-envergadura de 39 ft se procede a dejar desde el center line del avión hasta el final de la parte recta del ala un valor estimado de 14,15 ft, la relación entre la semi-envergadura y la final de la parte recta del ala (k) es de 0.3628 y se utiliza en la ecuación 4.4 para determinar la relación de aspecto de un ala semi-trapezoidal.

Ecuación 4.4. Relación de aspecto ⁵¹

$$AR_w = \frac{2b_w}{c_r(1+k) + c_t(1-k)}$$

Donde

c_r	Cuerda de raíz	ft
c_t	Cuerda de punta	ft
k	División de la distancia de la envergadura/2 y la parte recta del ala	ft

Se utilizó la ecuación 4.5 para determinar la cuerda de raíz.

Ecuación 4.5. Cuerda de raíz.

$$c_r = \frac{\frac{2S_w}{b_w} - c_t(1-k)}{(1+k)}$$

Se asumieron diferentes cuerdas de punta para calcular la cuerda de raíz y finalmente se obtuvo la relación de taperado, ecuación 4.6, al dividir la cuerda en la punta entre la cuerda de raíz para determinar la relación de taperado.

Ecuación 4.6. Relación de taperado⁵²

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

Donde

λ	Relación de taperado	-
-----------	----------------------	---

⁵¹GUDMUNDSSON, Snorri. General Aviation Aircraft Design. Estados Unidos: Elsevier, 2014. p.339

⁵² TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf University Press, 1982. p. 237

En la tabla 4.4 se muestran los resultados obtenidos.

Tabla 4.4. Resultados cuerda de punta, cuerda raíz y relación de taperado.

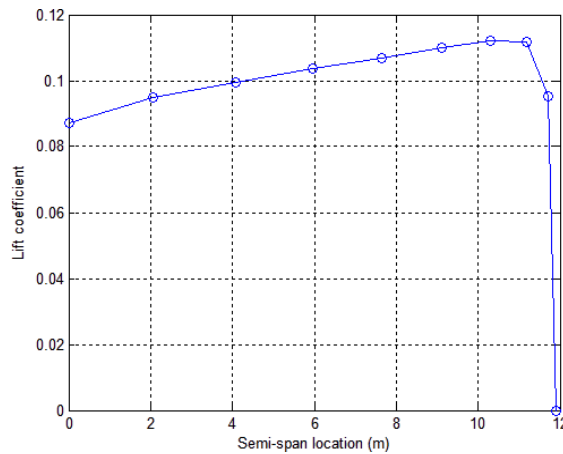
Cuerda en la punta (ft)	Cuerda en la Raíz (ft)	Relación de taperado
3,5	9,276107536	0,377313435
3,7	9,182598488	0,402936054
3,9	9,089089441	0,429085886
4	9,042334917	0,442363619

Fuente: Autora

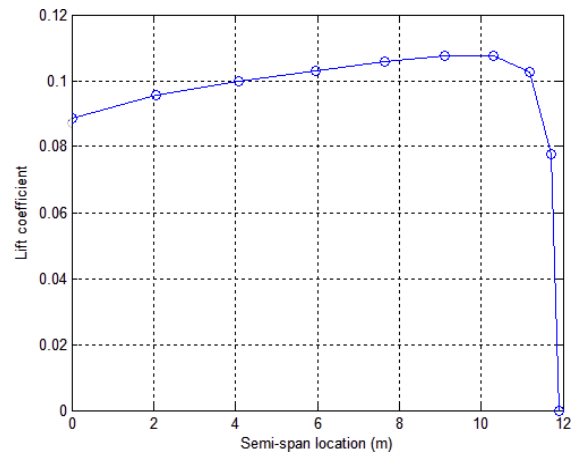
Se seleccionó la relación de taperado de 0,4 dado que facilita los cálculos al ser un valor cerrado y en base a ello calcular la cuerda en la raíz al asumir una cuerda de punta de 3.7 ft.

Posteriormente se comprobó la distribución de lift⁵³ en función de las relaciones de taperado desde 0.1 hasta 0.4, como se ve en las gráficas 4.18 y 4.19, buscando determinar cuál tenía mejor distribución de lift.

Gráfica 4.18. Distribución de lift para relación de taperado de 0.1 y 0.2



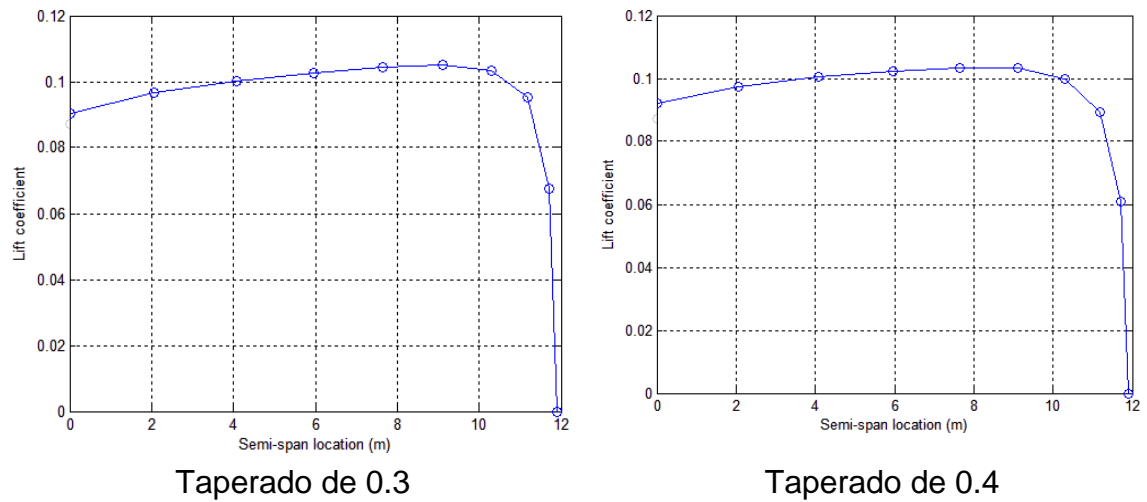
Taperado de 0.1



Taperado de 0.2

⁵³ Para la distribución de sustentación se utilizó el código de matlab. Véase Anexo C.

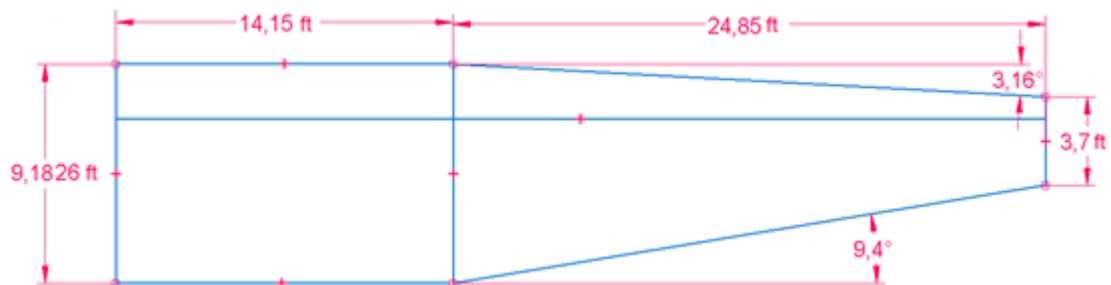
Gráfica 4.19. Distribución de lift para relación de taperado de 0.3 y 0.4



Se apreció que no hay una diferencia considerable entre las relaciones de taperado por lo cual se seleccionó la relación de 0.4, dejando una cuerda de punta de 3,7 ft, posteriormente se ajustara dicha distribución para hacerla más elíptica al calcular los ángulos de incidencia de la cuerda de raíz y el twist geométrico del ala.

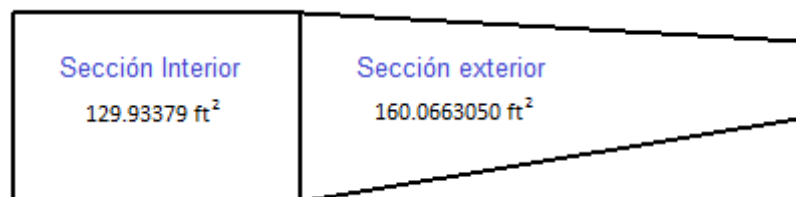
Finalmente se obtuvo la geometría mostrada en la gráfica 4.20.

Gráfica 4.20. Dimensionamiento final ala.



Mediante el programa Solid Edge se determinó el área de las dos secciones quedando como se muestra en la gráfica 4.21.

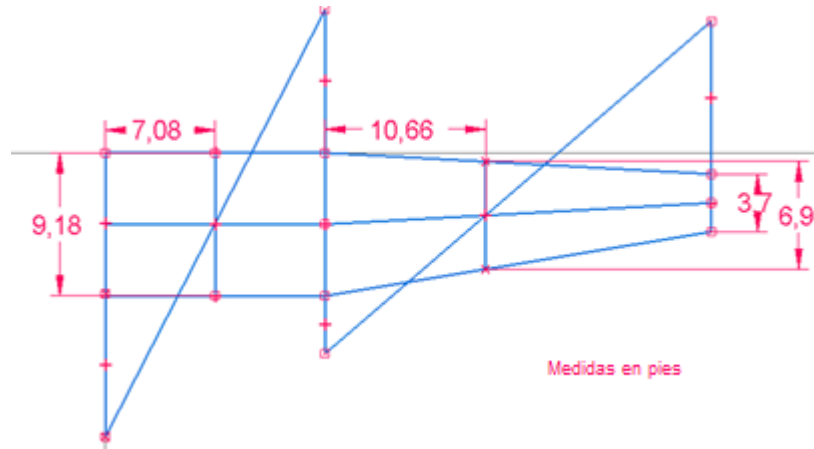
Gráfica 4.21. Área de las secciones del ala



Fuente: Autora

Posteriormente se determinó el MAC de cada sección del ala a través del método gráfico tal como se muestra en la gráfica 4.22.

Gráfica 4.22. Ubicación MAC del ala en sección interna y externa



Fuente: Autora

Con el MAC y el área de cada sección del ala se puede determinar el MAC total del ala con la ecuación 4.7.

Ecuación 4.7. Cuerda media aerodinámica (MAC)⁵⁴

$$\bar{c}_w = \frac{\bar{c}_i S_i + \bar{c}_o S_o}{S_i + S_o}$$

Donde

\bar{c}_w	MAC del ala	ft
\bar{c}_i	MAC sección interior ala	ft
S_i	Área total de la sección interior del ala	ft ²
\bar{c}_o	MAC sección exterior ala	ft
S_o	Área total de la sección exterior del ala	ft ²

$$\bar{c}_w = \frac{9,1826 \text{ ft}(2 * 129.93379 \text{ ft}^2) + 6.830182 \text{ ft}(2 * 160.0663050 \text{ ft}^2)}{2 * (129.93379 \text{ ft}^2 + 160.0663050 \text{ ft}^2)} = 7,8841 \text{ ft}$$

⁵⁴ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, Long Beach. p 2.2.2-4

Una vez determinado el MAC de ala se determinó la posición desde el center line del avión con la ecuación 4.8.

Ecuación 4.8. Ubicación del MAC del ala en la envergadura⁵⁵

$$y_{MAC} = \frac{y_{MAC_i} S_i + (y_B + y_{MAC_o}) S_o}{S_i + S_o}$$

Donde

y_{MAC}	Ubicación de MAC en la envergadura	ft
y_B	Ubicación de la envergadura donde la sección cambia	ft
y_{MAC_i}	Ubicación del MAC en el ala interior	ft
y_{MAC_o}	Ubicación del MAC en el ala exterior	ft

$$y_{MAC} = \frac{7,08(2 * 129.93379) + (14,15 + 16.57) * (2 * 160.0663050)}{2 * (129.93379 + 160.0663050)} = 20.13 \text{ ft}$$

De manera tal que el ala de la aeronave de carga Grizzly queda como se muestra en la tabla 4.5.

Tabla 4.5. Resumen capítulo 4

Área alar	580 ft ²
Área sección exterior (mitad)	160,0663050 ft ²
Área sección interior (mitad)	129,93379 ft ²
Área total	580 ft ²
Cuerda de punta	3,7 ft
Cuerda de raíz	9,1825 ft
Envergadura	78 ft
Mac del ala	7,8841 ft
Parte recta sección interior	14 ft
Relación de aspecto	10,5
Relación de taperado	0,4
Ubicación de MAC en la envergadura	20,13 ft

Fuente: Autora

⁵⁵ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, Long Beach. p. 2.2.2-5

5. DIMENSIONAMIENTO FINAL DE LA PLANTA MOTRIZ

En este capítulo se determinó el rendimiento del motor así como se hizo el dimensionamiento y cálculos de la hélice.

5.1 DETERMINACIÓN DEL DIÁMETRO DE LA HÉLICE

El diámetro es uno de los parámetros más importantes en la selección de la hélice, según Torenbeek se ha mostrado teóricamente que la eficiencia crece conforme aumenta el diámetro de la misma⁵⁶.

Los factores más importantes en la elección del diámetro de la hélice son el desempeño (eficiencia) bajo condiciones variables, la velocidad permisible en la punta para reducir el ruido de la hélice al evitar que alcance velocidad sónica o supersónica.

El límite de la distancia libre desde el suelo a la punta de hélice en nuestro caso no es crítico dado que la aeronave es ala alta para evitar precisamente el daño a la planta motriz por objetos extraños y ya se realizó el posicionamiento de la distancia libre entre la punta de la hélice y la estructura de la aeronave.

Se debe determinar el diámetro máximo admisible por compresibilidad para las diferentes fases del vuelo a través de la ecuación 5.1.

Ecuación 5.1. Diámetro máximo admisible por compresibilidad ⁵⁷

$$D = \frac{a}{\pi n} \sqrt{(M_{Tip})^2 - (M_{vuelo})^2}$$

Donde:

D	Diámetro máximo admisible por compresibilidad	ft
a	Velocidad local del sonido	ft/s
n	Velocidad de la hélice	rev/s
M_{Tip}	Número de MACH correspondiente a la V_{tip} MACH en la punta de la hélice	-
M_{vuelo}	Número de MACH	-

⁵⁶ TORENBECK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p. 201

⁵⁷ Ibid. p. 201

La velocidad de punta de la hélice es la velocidad resultante entre la velocidad de la punta de hélice y el viento relativo. De tal forma que para cada tipo de hélice se tiene una velocidad de punta promedio, el cual para una hélice metálica ronda los 310 m/s ⁵⁸ valor equivalente a MACH 0,9352561.

Se sabe que las revoluciones del motor son de 1591 rev/min según se muestra en el Anexo B

5.1.1 Diámetro de la hélice para la fase de despegue a nivel del mar

En esta se dimensiono la hélice para la fase de despegue a nivel del mar haciendo uso de la tabla de Atmósfera estándar para determinar la velocidad de sonido a dicha altura, la cual es de 1116,4 ft/s ⁵⁹, con el cual el diámetro de la hélice se calculó utilizando la ecuación 5.1.

$$D = \frac{1116.4}{\pi \left(\frac{1591}{60} \right)} \sqrt{(0,9352561)^2 - (0,1112677)^2} = 12,444 \text{ ft}$$

5.1.2 Diámetro de la hélice para la fase de crucero

De igual manera se realizó para el crucero el cual se lleva a cabo a FL150, donde se tiene una velocidad de sonido de 1057,4 ft/s ⁶⁰.

$$D = \frac{1057.4}{\pi \left(\frac{1591}{60} \right)} \sqrt{(0,9352561)^2 - (0,28731)^2} = 11,297 \text{ ft}$$

Se ve que los diámetros calculados están próximos al diámetro de la hélice utilizada en el capítulo 7 la cual es la hélice más grande que se encontró que se utiliza con los motores TPE331-10J. Por ello se deja la HC-B4MN-5AL de 110 pulgadas (9.16 ft) para equipar a la aeronave Grizzly.

⁵⁸ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 458

⁵⁹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach. 4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p.777

⁶⁰ Ibid. p.777

5.1.3 Velocidad de punta para la hélice

Una vez conocido el diámetro de la hélice se procedió a calcular la velocidad de punta para comprobar que no sea supersónico y de esta manera evitar problemas acústicos y estructurales, la velocidad se calculó con la ecuación 5.2.

Ecuación 5.2. Velocidad de punta para la hélice. ⁶¹

$$V_{tipstatica} = \frac{D_P}{2} \omega$$

Donde

$V_{tipstatica}$	Velocidad de punta de la hélice estática	ft/s
ω	Velocidad angular	rad/seg

Acorde al anexo B se conoce que el motor opera a 2000 RPM, por lo que se necesita pasar la velocidad rotacional a velocidad angular utilizando la ecuación 5.3.

Ecuación 5.3. Conversión velocidad rotacional a velocidad angular ⁶²

$$\omega = \frac{2 * \pi * n}{60}$$

Donde

n	Revoluciones del motor	rev/min
-----	------------------------	---------

$$\omega = \frac{2 * \pi * 2000}{60} = 209.439 \text{ rad/seg}$$

Por lo que la velocidad estática de punta de hélice será de:

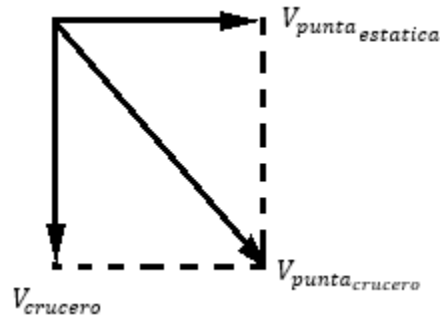
$$V_{tipstatic} = \frac{9.16 \text{ ft}}{2} * 209.439 = 959.23062 \text{ ft/seg}$$

⁶¹ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 457

⁶² Ibid. p. 458

Como la hélice se está moviendo hacia adelante ($V_{C_{prop}}$) por el movimiento translacional de la aeronave conforme gira se tiene un vector resultante tal cual se muestra en la gráfica 5.1.

Gráfica 5.1. Velocidad rotacional y velocidad hacia el frente



Fuente: SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. p. 458

De tal forma que la velocidad de la hélice durante un vuelo de crucero se determinó utilizando la ecuación 5.4.

Ecuación 5.4. Velocidad de punta durante crucero⁶³

$$V_{tipcruise} = \sqrt{V_{tipstatic}^2 + V_{C_{prop}}^2}$$

Donde

$V_{tipcruise}$	Velocidad de punta en crucero	ft/s
$V_{C_{prop}}$	Velocidad de la punta de la hélice durante crucero	ft/s

$$V_{tipcruise} = \sqrt{(959.23062)^2 + (303.805)^2} = 1006.191 \text{ } ft/seg$$

⁶³ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 457

Se pasan las velocidades obtenidas a número de MACH.

$$\text{Velocidad estática:} \quad \frac{959.23062 \text{ ft/seg}}{1116.4 \text{ ft/seg}} = 0,8592$$

$$\text{Velocidad de crucero:} \quad \frac{1006.191 \text{ ft/seg}}{1057.4 \text{ ft/seg}} = 0,951$$

Con lo cual se puede ver que las palas no operaran a velocidades sónicas ni supersónicas, adicionalmente lo anterior muestra que no hubiera sido posible utilizar palas de mayores diámetros dado que ellas si hubieran alcanzado y superado la velocidad del sonido.

5.2 DETERMINACIÓN DE LA EFICIENCIA DE LA HÉLICE

Una vez conocido el diámetro de la hélice se procedió a determinar la eficiencia de la hélice a las diferentes condiciones de vuelo, para ello se utilizó la tabla de eficiencia proporcionado por la empresa Hamilton Standard para hélices de cuatro palas⁶⁴.

Se calculó la eficiencia de la hélice asumiendo que tiene paso fijo dado que las gráficas específicas para cada ángulo no están disponibles a particulares, con ello se puede ver la eficiencia de la hélice en una condición específica, valor que se puede extrapolar a las demás condiciones dado que se alcanzarían al variar el ángulo de incidencia de las palas.

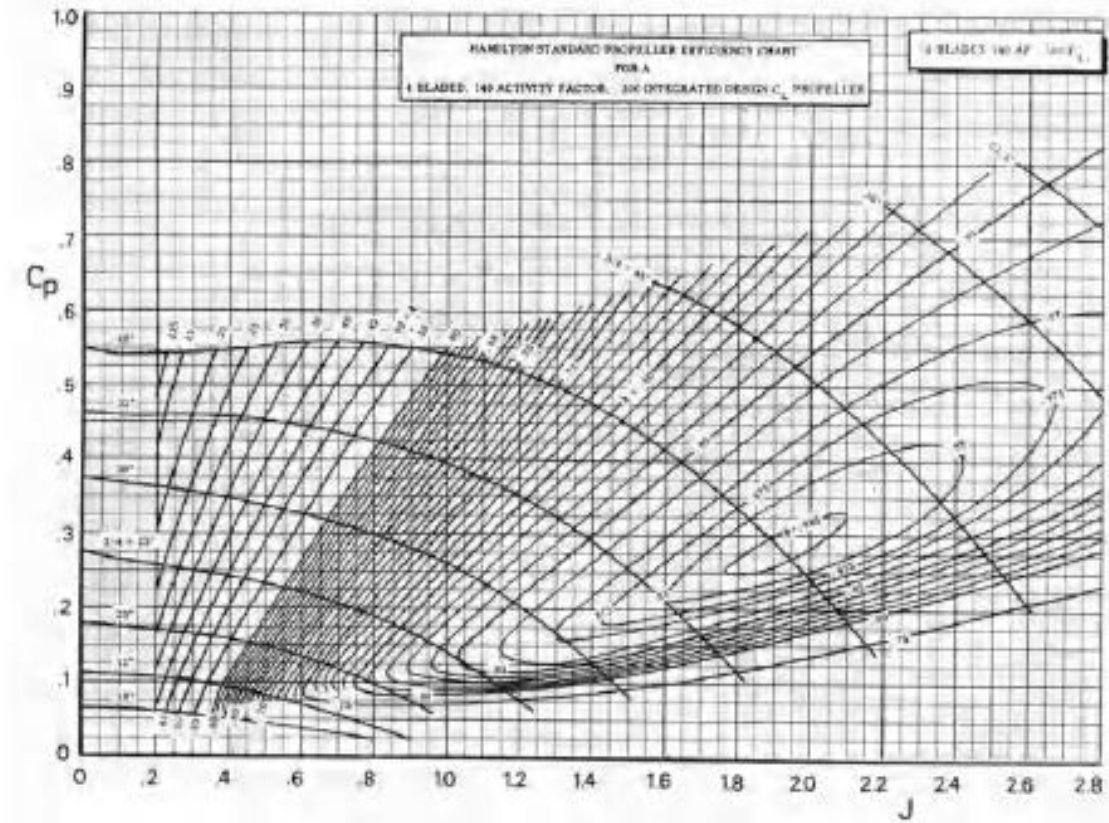
El gráfico es para las hélices con un factor de actividad de $AF = 100$, y coeficiente de lift de 0.3.⁶⁵

La gráfica 5.2 muestra la eficiencia de la hélice dado un coeficiente de propulsión y la relación de avance.

⁶⁴ TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p.193

⁶⁵ Ibid. p.193

Gráfica 5.2. Eficiencia para hélices de cuatro palas



Fuente: TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. p. 193

Para poder determinar la eficiencia de la hélice en las diferentes fases se debe calcular el coeficiente de avance, J con la ecuación 5.5.

Ecuación 5.5. Coeficiente de avance J ⁶⁶

$$J = \frac{V}{nD}$$

Donde

J Coeficiente de avance -

⁶⁶ TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p.191

Posteriormente se determinó el coeficiente de propulsión del motor, ecuación 5.6, a diferentes altitudes utilizando la potencia respectiva para cada fase.

Ecuación 5.6. Coeficiente de propulsión de cada motor⁶⁷

$$C_{Pr} = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

Donde

C_{Pr} Coeficiente de propulsión del motor -

Por lo que el coeficiente de propulsión da los valores resumidos en la tabla 5.1.

Tabla 5.1. Coeficiente de propulsión para cada condición de altitud

Condición	Coeficiente de propulsión
Despegue @ SL	$C_P = \frac{1000 * 550}{0.0023769 (1591/60)^3 (9.16)^5} = 0.1917511$
Despegue @ FL100	$C_P = \frac{1000 * 550}{0.001756 (1591/60)^3 (9.16)^5} = 0.259551$
Crucero @ FL150	$C_P = \frac{970 * 550}{0.001496 (1591/60)^3 (9.16)^5} = 0.2955213$
Techo @ FL250	$C_P = \frac{970 * 550}{0.001066 (1591/60)^3 (9.16)^5} = 0.4147279$

Fuente: Autora

⁶⁷ TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p. 192

La tabla 5.2 muestra los valores de eficiencia de la hélice obtenidas de la gráfica 5.2, a las diferentes condiciones de vuelo.

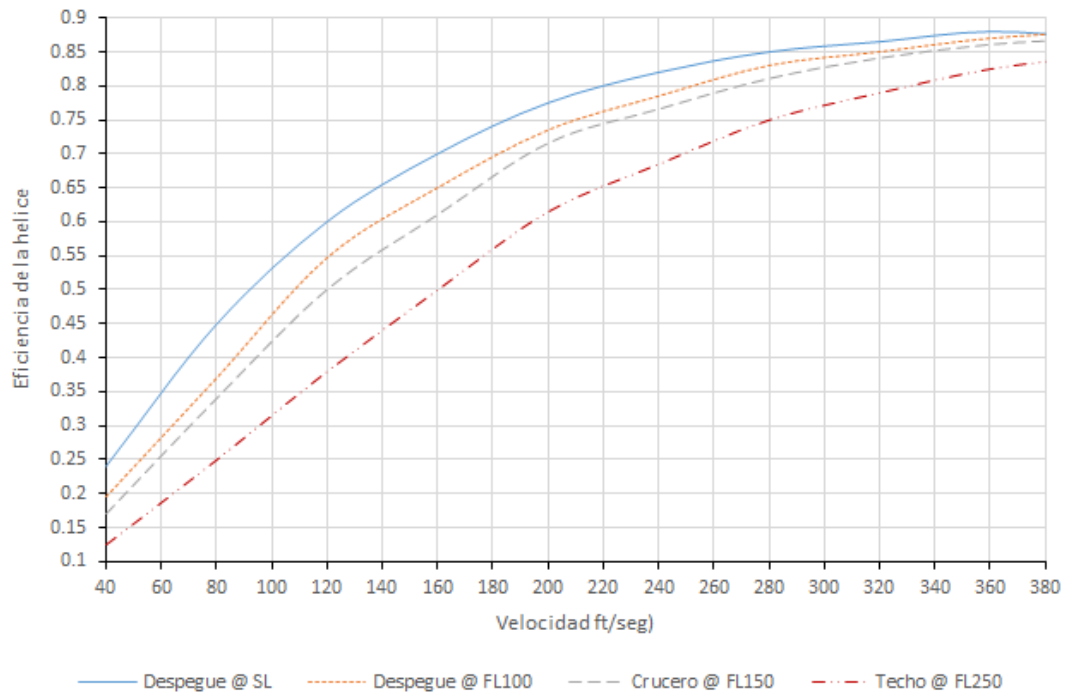
Tabla 5.2. Eficiencia de la hélice variando velocidad

V (ft/seg)	Coeficiente de avance, J	Eficiencia de la hélice, η_p			
		Despegue a nivel del mar	Despegue a FL100	Crucero a FL150	Techo a FL250
40	0.164562032	0.24	0.195	0.17	0.125
80	0.329124063	0.449	0.37	0.34	0.25
120	0.493686095	0.6	0.547	0.5	0.38
160	0.658248126	0.7	0.65	0.61	0.5
200	0.822810158	0.775	0.735	0.715	0.615
240	0.98737219	0.82	0.785	0.765	0.685
280	1.151934221	0.85	0.83	0.81	0.75
320	1.316496253	0.865	0.85	0.84	0.79
360	1.481058284	0.88	0.87	0.86	0.825
400	1.645620316	0.87	0.88	0.869	0.845

Fuente: Autora

La gráfica 5.3 muestra la eficiencia de la helice a diferentes velocidades y altitudes, viendose claramente que la helice alcanza una eficiencia cercana o superior al 0.85 a la velocidad de crucero.

Gráfica 5.3. Velocidad versus eficiencia de la hélice



Fuente: Autora

5.3 DETERMINACIÓN DEL EMPUJE DISPONIBLE

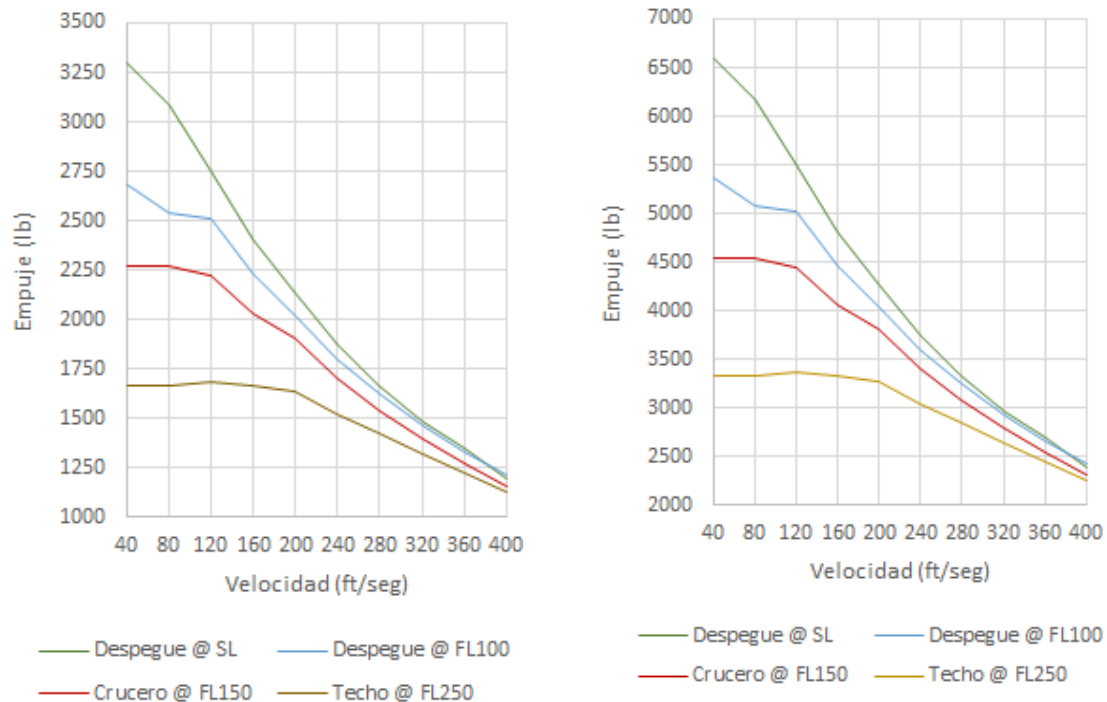
Una vez conocida la eficiencia de la hélice se puede calcular el empuje en cada fase utilizando la ecuación 3.33, recordando que es el empuje mínimo disponible dado que al ser de paso variable la hélice otorgara un empuje significativamente superior a lo largo de todas las fases.

Ecuación 3.33. Empuje disponible

$$T = \frac{\eta * 550 * P}{V}$$

Con lo que utilizando los valores de potencia disponible el anexo B se calculó el empuje disponible en función y el resultado se muestra en la gráfica 5.4, esta potencia puede variar en función de la velocidad de vuelo de la aeronave.

Gráfica 5.4. Empuje disponible vs velocidad



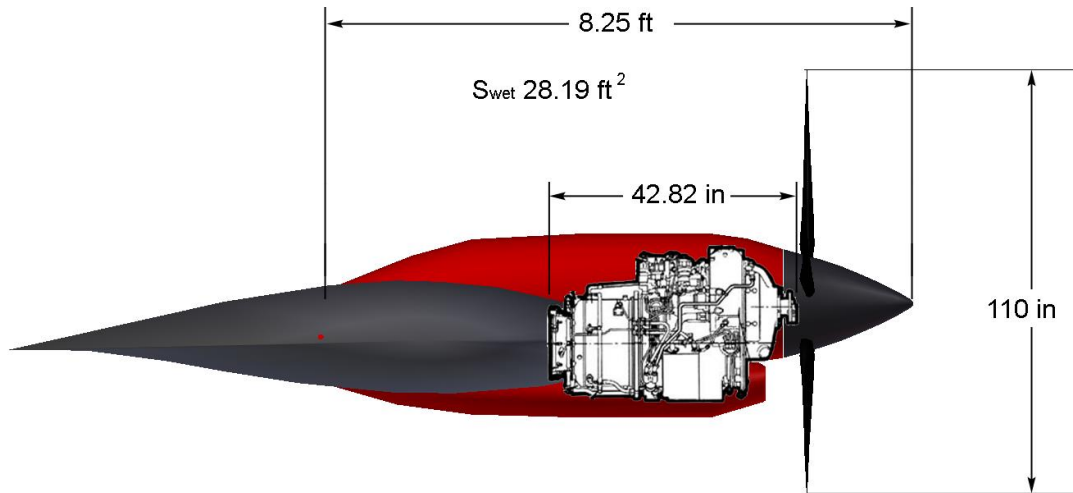
Empuje del Motor TPE 331-10J con la hélice HC-B4MN-5AL.

Empuje total de la aeronave con los dos motores.

Fuente: Autora

Finalmente el gráfico 5.5 muestra como estaría ubicado el motor en el ala y el carenado que se propone entorno al mismo para mejorar el flujo entre el carenado del motor y el ala.

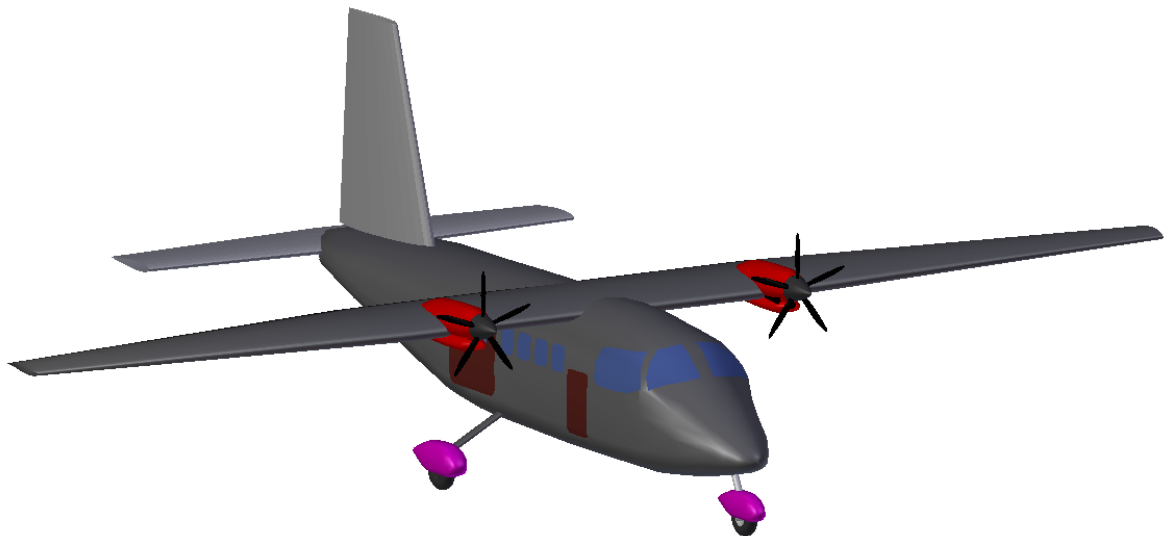
Gráfica 5.5. Configuración final del motor



Fuente: Autora

El gráfico 5.6. presenta la vista isométrica tomada de CAD mostrando cómo está quedando la aeronave hasta el momento.

Gráfica 5.6. Vista isométrica de la aeronave



Fuente: Autora

6. DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR EMPENAJE

El propósito principal del empenaje es contrarrestar los momentos producidos por la aeronave, los motores así como permitir el control sobre el eje lateral y vertical⁶⁸.

Este capítulo está dedicado al dimensionamiento preliminar del empenaje a través de métodos estadísticos al utilizar coeficientes de volumen, de manera tal que se pudiera determinar un peso para los componentes y así determinar una posición inicial del centro de gravedad, con ello en capítulos posteriores se realizara un dimensionamiento y análisis detallado del empenaje y su influencia sobre la estabilidad y control.

6.1 ESTIMACIÓN INICIAL DEL PESO

Para el dimensionamiento del estabilizador se utilizaron dos procedimientos estadísticos.

6.1.1 Dimensionamiento de los Estabilizadores a través de valores estadísticos

Inicialmente se realizó un dimensionamiento básico a través de relaciones porcentuales entre el ara del empenaje y el área alar utilizando el método propuesto por Nicolai y los valores de la tabla 6.1.

Tabla 6.1. Estimación inicial del peso del empenaje

Aeronave	Área del empenaje por unidad de área alar	Peso del empenaje por área
Jet de transporte	0,44	5,0

Fuente: NICOLAI, Leland y CARICHNER, Grant. Fundamentals of aircraft and airship design. p. 213

Según la tabla anterior el área y el peso del empenaje darían

$$\text{Área del empenaje} = 0,44 * 580ft^2 = 255,2ft^2$$

$$\text{Peso del empenaje} = 5 * 255,2ft^2 = 1276lb$$

⁶⁸ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 123

6.1.2 Dimensionamiento de los Estabilizadores a través de coeficientes de volumen

Para simplificar el proceso de estimación inicial del dimensionamiento del empenaje se ha utilizado los coeficientes de volumen, estos coeficiente son una simplificación estadística tomada entre aeronaves similares.

La tabla 6.2 muestra el coeficiente de volumen del empenaje de aeronaves de cargo militar en general y adicional el coeficiente de volumen para el Lockheed C-130E.

Tabla 6.2. Coeficiente de volumen de empenaje.

Aeronave	Valores típicos	
	Horizontal C_{HT}	Vertical C_{VT}
Cargo militar ⁶⁹	1,00	0,08
Lockheed C-130E ⁷⁰	0,94	0,053

Conociendo estos valores se determinó un coeficiente promedio para el dimensionamiento de los estabilizadores de la aeronave en proceso.

Tabla 6.3. Promedio coeficiente de volumen para la aeronave en proceso

Motores	Horizontal C_{HT}	Vertical C_{VT}
Turboprop	0,97	0,066

Fuente: Autora

Se deben seleccionar la relación de aspecto y el taperado para cada estabilizador, la tabla 6.4 muestra los valores según Raymer y Roskam para la categoría de la aeronave en proceso.

Tabla 6.4. Relación de aspecto y relación de taperado

Aeronave	Empenaje horizontal		Empenaje vertical	
	AR	λ	AR	λ
Otras aeronaves ⁷¹	3 - 5	0,3 - 0,6	1,3 - 2,0	0,3 - 0,6
Aeronaves de transporte ⁷²	1,3-6,9	0,31-0,8	0,9-1,9	0,28-1

⁶⁹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 122

⁷⁰ NICOLAI, Leland y CARICHNER, Grant. Fundamentals of aircraft and airship design, Volume I. Virginia: American Institute of aeronautics and Astronautics, 2010. p. 287

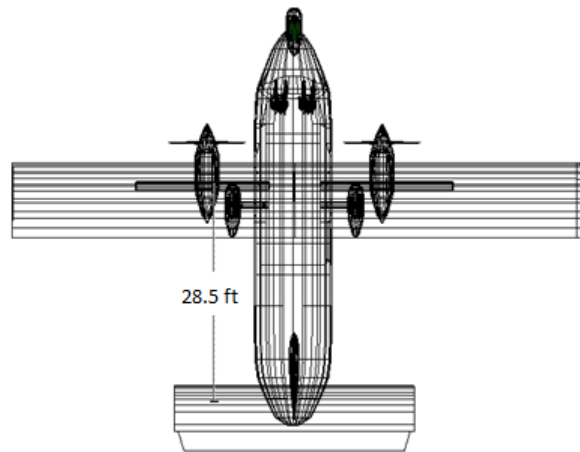
⁷¹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 84

⁷² ROSKAM, Jan. Airplane design. Part II: Preliminary configuration design and integration of the propulsion system. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985. p. 207

6.2 ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Para el dimensionamiento del estabilizador horizontal se midió la distancia del centro aerodinámico (a.c.) del ala hasta el a.c. del estabilizador horizontal. La gráfica 6.1 muestra la distancia medida en CAD.

Gráfica 6.1. Distancia desde el a.c. del ala al a.c. del empenaje horizontal



Fuente: Autora

6.2.1 Área del estabilizador horizontal

Ya conocido el brazo y el coeficiente de volumen se procedió a calcular el área necesaria para estabilizar la aeronave con la ecuación 6.1.

Ecuación 6.1. Área estabilizador horizontal ⁷³

$$S_{ht} = \frac{C_{ht} \bar{c}_w S_w}{L_{ht}}$$

Donde

S_{ht}	Área del estabilizador horizontal	ft ²
C_{ht}	Coeficiente de volumen para estabilizador horizontal	-
\bar{c}_w	MAC del ala	ft
L_{ht}	Distancia desde el a.c. del ala al a.c. del estabilizador horizontal	ft

⁷³ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 124

$$S_{ht} = \frac{(0,97)(7,882ft)(580ft^2)}{28.5ft} = 155,59ft^2$$

Se redondea el área a 158 ft² dado que al redondear los extremos mediante la incorporación de los wingtips se perderá parte del área del estabilizador, finalmente en la parte de estabilidad y control se definirá el área final.

Utilizando los valores respectivos del estabilizador horizontal se calculó las dimensiones del estabilizador horizontal.

Se realizó un sondeo variando la relación de aspecto para determinar los valores de envergadura y cuerda tanto de raíz como de punta, dicho resultado está en la tabla 6.5.

6.2.2 Envergadura

Con la ecuación 6.2 se calculó la envergadura del estabilizador horizontal.

Ecuación 6.2. Envergadura de estabilizador horizontal ⁷⁴

$$b_{ht} = \sqrt{(S_{ht})AR_{ht}}$$

Donde

b_{ht}	Envergadura del estabilizador horizontal	ft
AR_{ht}	Relación de aspecto estabilizador horizontal	-

6.2.3 Cuerda de raíz y punta

Con la ecuación 6.3 se calculó la cuerda de raíz.

Ecuación 6.3. Cuerda de raíz estabilizador horizontal ⁷⁵

$$C_{rht} = \frac{2S_{ht}}{b_{ht}(1 + \lambda)}$$

Donde

C_{rht}	Cuerda de raíz estabilizador horizontal	ft
-----------	---	----

⁷⁴ TORENBECK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p. 233

⁷⁵ Ibid. p. 237

Con la relación de taperado de 0.7 y la ecuación 6.4 se calculó la cuerda de punta.

Ecuación 6.4. Cuerda de punta estabilizador horizontal ⁷⁶

$$C_{t_{ht}} = C_{r_{ht}} * \lambda$$

Donde

$C_{t_{ht}}$ Cuerda de punta estabilizador horizontal ft

La tabla 6.5 tiene el resultado de la determinación de las dimensiones del estabilizador horizontal, se decidió por un AR de 5.5 para obtener un bajo drag inducido pero que a su vez no diera una gran envergadura, con ello se buscó buenas propiedades aerodinámicas y bajo peso estructural.

Tabla 6.5. Posibles configuraciones estabilizador horizontal

AR	Envergadura (ft)	Cuerda Raíz (ft)	Cuerda Punta (ft)	MAC (ft)	Y MAC (ft)
3.5	23.515952	7.90452169	5.53316518	6.78858922	5.53316518
4	25.1396102	7.39400299	5.1758021	6.35014375	5.9152024
4.5	26.6645833	6.97113288	4.87979301	5.98697294	6.27401959
5	28.1069386	6.61339733	4.62937813	5.67974123	6.61339733
5.5	29.4788059	6.30562694	4.41393886	5.41542078	6.93618963
6	30.7896086	6.03717816	4.22602471	5.18487066	7.2446138
6.5	32.0468407	5.80033316	4.06023321	4.9814626	7.54043311
7	33.2565783	5.58934089	3.91253862	4.80025747	7.82507725

Fuente: Autora

6.2.4 Cuerda media aerodinámica y su ubicación

Ya conociendo la geometría del estabilizador horizontal se procedió a calcular el MAC y su posición con las ecuaciones 6.5 y 6.6.

Ecuación 6.5. Cuerda media aerodinámica estabilizador horizontal ⁷⁷

$$\bar{C}_{ht} = \frac{2}{3} \bar{C}_{r_{ht}} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

⁷⁶ TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. p. 237

⁷⁷ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p 155

Donde

\bar{c}_{ht} MAC estabilizador horizontal ft

Ecuación 6.6. Ubicación de MAC estabilizador horizontal ⁷⁸

$$\bar{Y}_{ht} = \frac{b_{ht}}{6} \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right)$$

Donde

\bar{Y}_{ht} : Ubicación del MAC estabilizador horizontal ft

Por lo que finalmente los datos del estabilizador se muestran en la tabla 6.6 y su geometría en la figura 6.1.

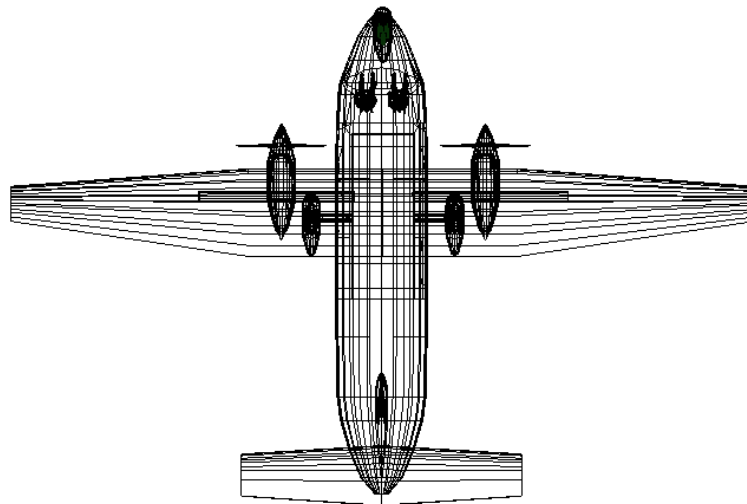
El resultado de los cálculos anteriores:

Tabla 6.6. Resumen dimensiones estabilizador horizontal

AR	Envergadura (ft)	Cuerda Raíz (ft)	Cuerda Punta (ft)	MAC (ft)	Y MAC (ft)
5.5	29.4788059	6.30562694	4.41393886	5.41542078	6.93618963

Fuente: Autora

Figura 6.1. Dimensionamiento del estabilizador horizontal, AR=5.5



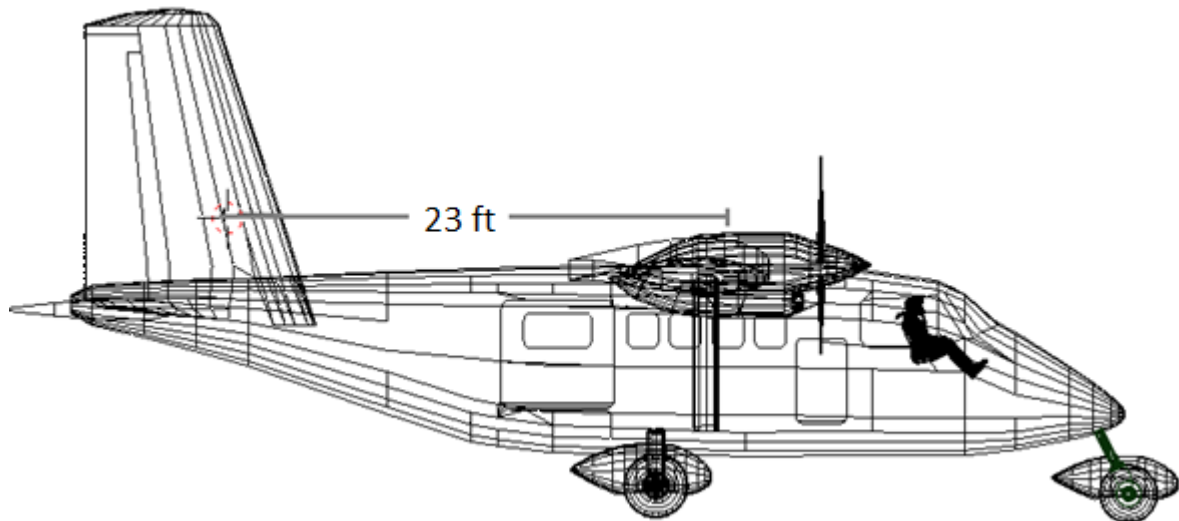
Fuente: Autora

⁷⁸ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p 155

6.3 ESTABILIZADOR VERTICAL

Una vez calculado el estabilizador horizontal se procedió con el cálculo del estabilizador vertical, este es el encargado de compensar la aeronave y debe tener el suficiente poder de mando para compensar un caso de asimetría de empuje generado por los motores. La gráfica 6.2 muestra la distancia tomada de CAD desde el a.c. del ala hasta el a.c. del estabilizador vertical.

Gráfica 6.2. Distancia desde el a.c. del ala al a.c. del estabilizador vertical



Fuente: Autora

6.3.1 Área del estabilizador vertical

Conociendo el brazo del estabilizador se procedió a calcular el área necesaria con la ecuación 6.7.

Ecuación 6.7. Área estabilizador vertical ⁷⁹

$$S_{vt} = \frac{C_{vt} b_W S_W}{L_{vt}}$$

Donde

S_{vt}	Área del estabilizador vertical	ft ²
C_{vt}	Coeficiente de volumen para estabilizador vertical	-
L_{vt}	Distancia del 25% del MAC del ala al 25% del MAC del estabilizador vertical	ft

⁷⁹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 124

$$S_{VT} = \frac{(0,055)(78,03ft)(580ft^2)}{23ft} = 108.22 ft^2$$

Al igual que con el estabilizador horizontal el vertical se aproxima a 110 ft².

6.3.2 Envergadura

La envergadura del estabilizador vertical se calculó con la ecuación 6.8.

Ecuación 6.8. Envergadura de estabilizador vertical

$$b_{vt} = \sqrt{(S_{vt})AR_{vt}}$$

b_{vt}	Envergadura del estabilizador vertical	ft
AR_{vt}	Relación de aspecto estabilizador vertical	-

6.3.3 Cuerda de raíz y punta

Y se calculó la cuerda de raíz y de punta utilizando una relación de taperado de 0.5 y las ecuaciones 6.9 y 6.10 respectivamente.

Ecuación 6.9. Cuerda de raíz estabilizador vertical

$$Cr_{vt} = \frac{2S_{vt}}{b_{vt}(1 + \lambda)}$$

Donde

Cr_{vt}	Cuerda de raíz estabilizador vertical	ft
-----------	---------------------------------------	----

Ecuación 6.10. Cuerda de punta estabilizador vertical

$$Ct_{vt} = Cr_{vt} * \lambda$$

Donde

Ct_{vt}	Cuerda de punta estabilizador vertical	ft
-----------	--	----

6.3.4 Cuerda media aerodinámica

Ya con la geometría definida se utilizó las ecuaciones 6.11 y 6.12 para determinar el MAC y su posición.

Ecuación 6.11. Cuerda media aerodinámica estabilizador vertical

$$\bar{C}_{VT} = \frac{2}{3} \bar{C} r_{VT} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

Donde

\bar{C}_{VT} : Cuerda media aerodinámica estabilizador vertical

Ecuación 6.12. Ubicación del MAC estabilizador vertical ⁸⁰

$$\bar{Z}_{VT} = \frac{2b_{VT}}{6} \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right)$$

Donde

\bar{Z}_{VT} : Ubicación del MAC estabilizador vertical

Por lo que finalmente el resultado del análisis con varias AR se muestra en la tabla 6.7, seleccionado los resultados de la AR 1.6.

Tabla 6.7. Variación de configuración geométrica según relación de aspecto

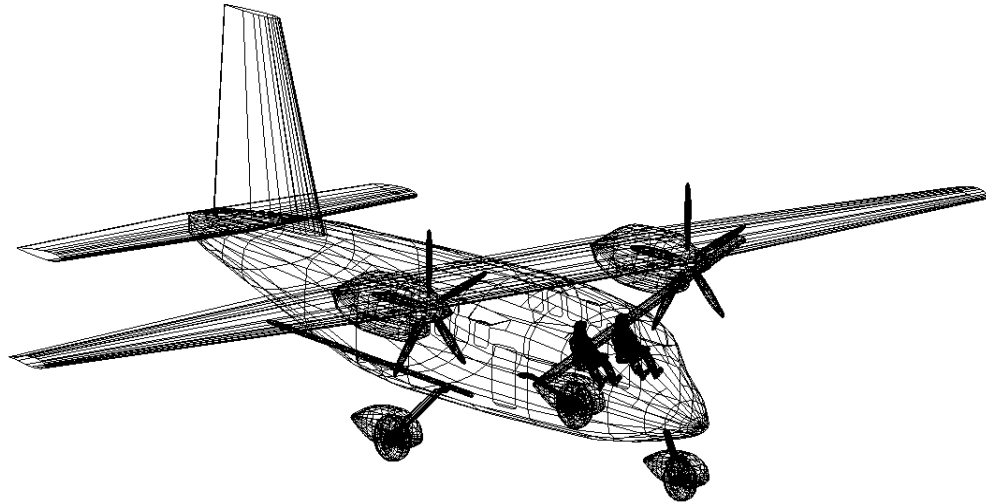
AR	Envergadura (ft)	Cuerda Raíz (ft)	Cuerda Punta (ft)	MAC (ft)	Z MAC (ft)
1	10.4880885	13.984118	6.99205899	10.8765362	4.66137266
1.2	11.4891253	12.7656948	6.38284739	9.92887371	5.10627791
1.4	12.4096736	11.8187368	5.9093684	9.19235085	5.51541051
1.6	13.2664992	11.055416	5.52770798	8.59865686	5.89622185
1.8	14.0712473	10.4231461	5.21157307	8.10689144	6.25388768
2	14.832397	9.88826465	4.94413232	7.69087251	6.59217643

Fuente: Autora

⁸⁰ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach. 4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 155

Por lo se muestra la geometría final de la aeronave en la figura 6.2 tomado de CAD.

Figura 6.2. Imagen de la aeronave



Fuente: Autora

La tabla 6.8 reúne todos los valores calculados en el presente capítulo.

Tabla 6.8. Resumen dimensiones estabilizador vertical y horizontal

	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical
Coefficiente de volumen	0,97	0,055
Área ft ²	158	110
Distancia del a.c. del ala al a.c. del respectivo estabilizador (ft)	28.5	23
Relación de taperado	0,7	0,5
Relación de aspecto	5.5	1.6
Envergadura (ft)	29.4788059	13.2664992
Cuerda Raíz (ft)	6.30562694	11.055416
Cuerda punta (ft)	4.41393886	5.52770798
MAC (ft)	5.41542078	8.59865686
Ubicación de MAC (ft)	6.93618963	5.89622185

Fuente: Autora

6.4 DETERMINACIÓN PARCIAL DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Una vez terminado el dimensionamiento del empenaje se procedió a determinar el peso de los diferentes componentes de la aeronave utilizando dos métodos, el primero por comparación porcentual comparada con aeronaves similares y el segundo a través del cálculo con ecuaciones derivadas experimentalmente.

6.4.1 Determinación de pesos

A través de la comparación con aeronaves de misión similar se procede a calcular el peso de los componentes por métodos estadísticos, los resultados se tienen en la tabla 6.9.

Tabla 6.9. Determinación de pesos por método estadístico

ÍTEM	C-141		C-5A		C-133A		C-130H		Breguett 941	
	%	Peso	%	Peso	%	Peso	%	Peso	%	Peso
Estructura	0.299	5681	0.362	6878	0.285	5415	0.259	4921	0.25	4750
Planta motriz	0.081	1539	0.053	1007	0.07	1330	0.109	2071		
Equipo Fijo	0.068	1292	0.057	1083	0.058	1102	0.105	1995		
Ala	0.112	2128	0.13	2470	0.1	1900	0.09	1710	0.07	1330
Empenaje	0.019	361	0.016	304	0.022	418	0.022	418	0.024	456
Fuselaje	0.117	2223	0.154	2926	0.113	2147	0.095	1805	0.111	2109
Nacelas	0.016	304	0.012	228	0.013	247	0.018	342		
Tren de aterrizaje	0.035	665	0.05	950	0.039	741	0.034	646	0.045	855

Fuente: ROSKAM, Jan. Airplane design. Part V: Component weight estimation. p. 175-177

Ya teniendo el peso de los componentes a través de estadística se procede a calcular el peso de los componentes a través de ecuaciones.

6.4.1.1 Peso del ala

El peso del ala se calculó utilizando la ecuación 6.13.

Ecuación 6.13. Peso del ala

$$W_{wing} = 0.0051(W_{dg}N_z)^{0.557}S_w^{0.649}(t/c)^{-0.4}_{root}(1 + \lambda)^{0.1}(\cos\Lambda)^{-1.0}S_{CSW}^{0.1}$$

Donde

W_{wing}	Peso del ala	lb
W_{dg}	Peso máximo en fase de vuelo	lb
N_z	Factor de carga ultimo	-
S_w :	Área del ala	ft ²
(t/c) :	Relación espesor cuerda	-
λ	Relación de taperado	-
Λ	Ángulo de flechamiento en c/4	°
S_{CSW} :	Área de superficie de control	ft ²

Se aproximó una área de 60 ft² para las superficies de control por comparación estadística con aeronaves similares.

El factor de carga para aeronaves de transporte varía entre 3 y 4⁸¹, se tomó 4.4 dado que se desea que opere desde pistas no preparadas y terrenos agrestes. Por lo que el factor de carga último se calculó con la ecuación 6.14.

Ecuación 6.14. Factor de carga ultimo ⁸²

$$N_z = 1.5 (n)$$

Donde

n	Factor de carga	lb
-----	-----------------	----

Por lo que el factor de carga ultimo quedo.

$$N_z = 4,4(1,5) = 6,6$$

⁸¹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p.392

⁸² SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013.p.560

Se tomó una relación de t/c de 18% por línea base se calculó el peso del ala.

$$W_{wing} = 0,0051((17600 \text{ lb})(6,6))^{0,557}(580 \text{ ft}^2)^{0,649}(0,18)^{-0,4}_{root}(1 + (0,5))^{0,1}(\cos 0)^{-1,0}(60 \text{ ft}^2)^{0,1}$$

$$W_{wing} = 654,013 \approx 654 \text{ lb}$$

6.4.1.2 Estabilizador horizontal

El peso del estabilizador horizontal se determinó utilizando la ecuación 6.15.

Ecuación 6.15. Peso estabilizador horizontal ⁸³

$$W_{horizontal \text{ tail}} = 0,0379 K_{uht} \left(1 + \frac{F_w}{B_h}\right)^{-0,25} W_{dg}^{0,639} N_z^{0,10} S_{ht}^{0,75} L_t^{-1,0} K_y^{0,704} (\cos \Lambda_{ht})^{-1,0} A_h^{0,166} \left(1 + \frac{S_e}{S_{ht}}\right)^{0,1}$$

Donde

K_{uht}	1 para estabilizador convencional.	-
F_w	Ancho del fuselaje en la intersección horizontal del empenaje	ft
L_t	Radio de giro de cabeceo (aprox $0.3L_t$).	ft
Λ_{ht}	Ángulo de flechamiento al 25% del MAC	°
S_e	Área del elevador	ft ²
S_{ht}	Área del estabilizador horizontal	ft ²

El ángulo de flechamiento en c/4 se dejó como 0° y el área del estabilizador se determinó por estadística con aeronaves similares.

$$W_{horizontal \text{ tail}} = 0,0379 (1) \left(1 + \frac{6.8}{29.4788059}\right)^{-0,25} (17600)^{0,639} (6.6)^{0,10} (158)^{0,75} (28.5)^{-1,0} (0.3 * 28.5)^{0,704} (\cos 0)^{-1,0} (5.5)^{0,166} \left(1 + \frac{78.79}{158}\right)^{0,1}$$

⁸³ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 459

$$W_{horizontal\ tail} = 219.61 \approx 220\ lb$$

6.4.1.3 Estabilizador vertical

El peso del estabilizador vertical se determinó utilizando la ecuación 6.16.

Ecuación 6.16. Peso estabilizador vertical ⁸⁴

$$W_{vertical\ tail} = 0,0026 \left(1 + \frac{H_t}{H_v}\right)^{-0,225} W_{dg}^{0,556} N_z^{0,536} L_t^{-0,5} S_{vt}^{0,5} K_z^{0,875} x(\cos \Lambda_{vt})^{-1} A R_{vt}^{0,35} (t/c)_{root}^{-0,5}$$

Donde

H_t/H_v	0,0 para empenaje convencional	-
K_z	Radio de giro de guiñada (aprox L_t)	
Λ_{vt}	Ángulo de flechamiento al 25% del MAC	

El ángulo de flechamiento se dejó en 13° y la relación de t/c se dejó en 0.12 dado que un perfil naca 0012 daría la misma pendiente del 0009 con la ventaja de ser más grueso.

$$W_{vertical\ tail} = 0,0026(1 + 0)^{-0,225} (17600)^{0,556} (6.6)^{0,536} (23)^{-0,5} (110)^{0,5} (23)^{0,875} (\cos 13)^{-1} 1,6^{0,35} (0,12)_{root}^{-0,5}$$

$$W_{vertical\ tail} = 194.63\ lb \approx 195\ lb$$

6.4.1.4 Peso del fuselaje

El peso del fuselaje se calculó con la ecuación 6.17.

Ecuación 6.17. Peso del fuselaje ⁸⁵

$$W_{fuselaje} = 0,3280 K_{door} K_{Lg} (W_{dg} N_z)^{0,5} L_f^{0,25} S_f^{0,302} (1 + K_{ws})^{0,04} (L/D)^{0,10}$$

Donde

K_{door}	1,12 si tiene un compartimiento de carga trasero	-
K_{Lg}	1,12 si el fuselaje es montado sobre el tren de aterrizaje principal	-
L_f	Largo del fuselaje estructural	ft
S_f	Área húmeda de fuselaje	ft

⁸⁴ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach. 4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, p. 459.

⁸⁵ Ibid., p. 459.

$$K_{ws} \quad K_{ws} = 0,75[(1 + 2\lambda)/(1 + \lambda)](B_w \tan \Lambda / L) \quad -$$

El área húmeda se mide en el CAD Solid Edge.

$$K_{ws} = 0,75 \left(\frac{1 + 2(0.4)}{1 + 0.4} \right) \left[78 * \tan \left(\frac{0}{48.57597} \right) \right] = 0$$

$$W_{fuselaje} = 0,3280(1.12)(1.12)(17600 * 6.6)^{0.5} (48.57)^{0.25} (1253.888)^{0.302} (1 + 0)^{0.04} \left(\frac{48.57}{8.6} \right)^{0.10}$$

$$W_{fuselaje} = 3795.69 \approx 3795.7 \text{ lb}$$

6.4.1.5 Sistema de manejo para carga

El sistema de carga se calculó con la ecuación 6.18 y consiste en todos los equipamientos internos necesarios para la manipulación de la carga, lo cual incluye pero no se limita a poleas, sistemas de carga y transporte.

Ecuación 6.18. Peso de sistema de cargo militar ⁸⁶

$$W_{\text{Military cargo handling system}} = 2.4 * [\text{cargo floor area (ft}^2\text{)}]$$

$$W_{\text{Military cargo handling system}} = 2.4 * [156.07 \text{ ft}^2] = 374.568 \approx 374.6 \text{ lb}$$

6.4.1.6 Instrumentos

El peso de los instrumentos de vuelo se calculó con la ecuación 9.19, los indicadores de motor con la ecuación 6.20 y los indicadores misceláneas con la ecuación 6.21.

Ecuación 6.19. Peso instrumentos de vuelo ⁸⁷

$$W_t = N_{PIL} [15,0 + 0,032(W_{TO} \times 10^{-3})]$$

Donde:

N_{PIL}	Número de pilotos	-
W_t	Peso instrumentos de vuelo	lb

⁸⁶ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach. 4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 459

⁸⁷ NICOLAI, Leland y CARICHNER, Grant. Fundamentals of aircraft and airship design, Volume I. Virginia: American Institute of aeronautics and Astronautics, 2010. p. 561

$$W_t = 2[15,0 + 0,032(19.000lb \times 10^{-3})] = 31,216 \text{ lb}$$

Indicador de motor

Ecuación 6.20. Indicador del motor ⁸⁸

$$W_t = N_E[5 + 0,006(W_{TO} \times 10^{-3})]$$

Donde:

N_E Número de motores -

$$W_t = 2[5 + 0,006(19.000lb \times 10^{-3})] = 10,228 \text{ lb}$$

Indicadores misceláneos

Ecuación 6.21. Indicadores misceláneos ⁸⁹

$$W_t = 0,15(W_{TO} \times 10^{-3}) + 0,012W_{TO}$$

$$W_t = 0,15(19.000 \text{ lb} \times 10^{-3}) + 0,012(19.000 \text{ lb}) = 230,85 \text{ lb}$$

Sumando los valores anteriores se tiene que el peso total de la aviónica será:

$$W_{t_{total}} = 31,216 \text{ lb} + 10,228 \text{ lb} + 230,85 \text{ lb} = 272,294 \text{ lb}$$

6.4.2 Determinación parcial del Centro de Gravedad

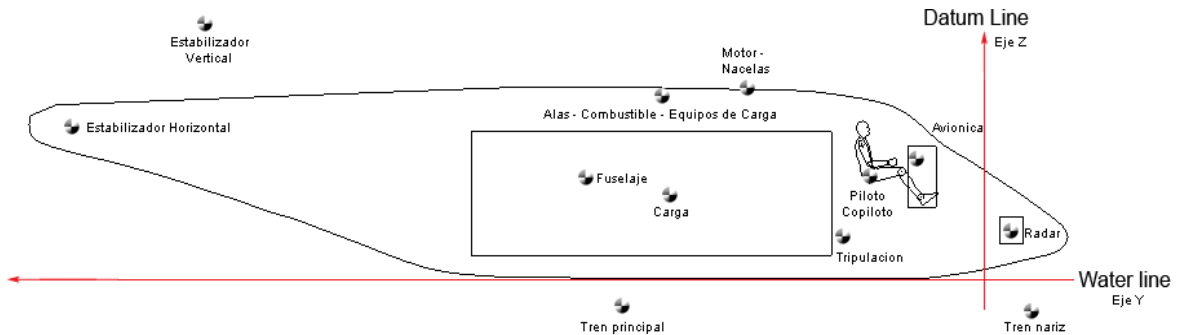
Finalmente conociendo los diferentes pesos de los componentes de la aeronave se calculó la posición del centro de gravedad, y con ese valor se podrá determinar la mejor posición para el ala y el empenaje para que el centro de gravedad no se salga de los límites del margen estático generando problemas en cuanto a estabilidad y control.

⁸⁸ NICOLAI, Leland y CARICHNER, Grant. Fundamentals of aircraft and airship design, Volume I. Virginia: American Institute of aeronautics and Astronautics, 2010. p. 561

⁸⁹ Ibid., p. 561

El gráfico 6.3 muestra la posición longitudinal y vertical de los diferentes ítems.

Gráfica 6.3. Ubicación de los Ítems



Fuente: Autora

La tabla 6.10 muestra el peso y la locación de cada componente fijos en la aeronave medido desde el datum line para los valores longitudinales (eje y) y desde el water line para los valores verticales (eje z).

Tabla 6.10. Posición y peso de los Ítems para peso Vacío

Ítem	Peso (lb)	C.G. en Eje Y (ft)	C.G. en Eje Z (ft)
Fuselaje	3795.7	18.96	4.58
Planta alar	1630	17.23	9.4
Estabilizador Horizontal	220	41.843424	7.04
Estabilizador Vertical	195	36.813511	13.83
Motores (seco) ⁹⁰	770	11.98	10.93
Motores Instalación	280	12.2	10.93
Equipo Fijo	1400	18.96	4.58
Aviónica	272.294	2.95	5.72
Manipulación de carga	400	18.96	7.45
Radar CWX-70	9.5	-1.27	2.2
Nacelas	280	12.81	10.93
Tren de aterrizaje - nariz	88	-1.43	-1.83
Tren Principal	682	17.79	-1.83
W_E	10022.494	17.918	6.091

Fuente: Autora

⁹⁰ Véase Anexo B

De igual manera la tabla 6.11 muestra el peso y la locación de cada componente no fijos en la aeronave medido desde el datum line para los valores longitudinales (eje y) y desde el water line para los valores verticales (eje z).

Tabla 6.11. Posición y peso de los Ítems para Peso máximo

Ítem	Peso (lb)	C.G. en Eje Y (ft)	C.G. en Eje Z (ft)
Piloto y Copiloto ⁹¹	440	5.4	4.7
Combustible	2800	17.23	9.4
Tripulación ⁹²	220	10.48	2.2
Carga	5511.55	15.63	3.86
W_{to}	18994.04	16.776	5.8542

Fuente: Autora

Por lo que finalmente la tabla 6.12 muestra la posición del c.g. en diferentes configuraciones de peso buscando determinar cuál sería el c.g. más atrasado y el más adelantado ya que estos valores serán críticos en el cálculo de estabilidad y control.

Tabla 6.12. Posición y peso de los Ítems

	Porcentaje de Combustible	Porcentaje de Carga	W fuel (lb)	W pld (lb)	C.G. en Eje y (ft)	C.G. en Eje z (ft)	Peso (lb)
Condición 1	0.5	0.5	1400	2,756	16.94708	5.890139	14838.269
Condición 2	0.5	1	1400	5,512	16.74079	5.572156	17594.044
Condición 3	1	0	2800	0	17.24567	6.669550	13482.494
Condición 4	1	0.5	2800	2,756	16.97148	6.192745	16238.269
				C.G. % de MAC	C.G. en Eje y (ft)	C.G. en Eje z (ft)	Peso (lb)
C.G. más atrasado				0.7865	16.74079	5.572156	17594.044
C.G. más adelantado				0.8505	17.24567	6.669550	13482.494

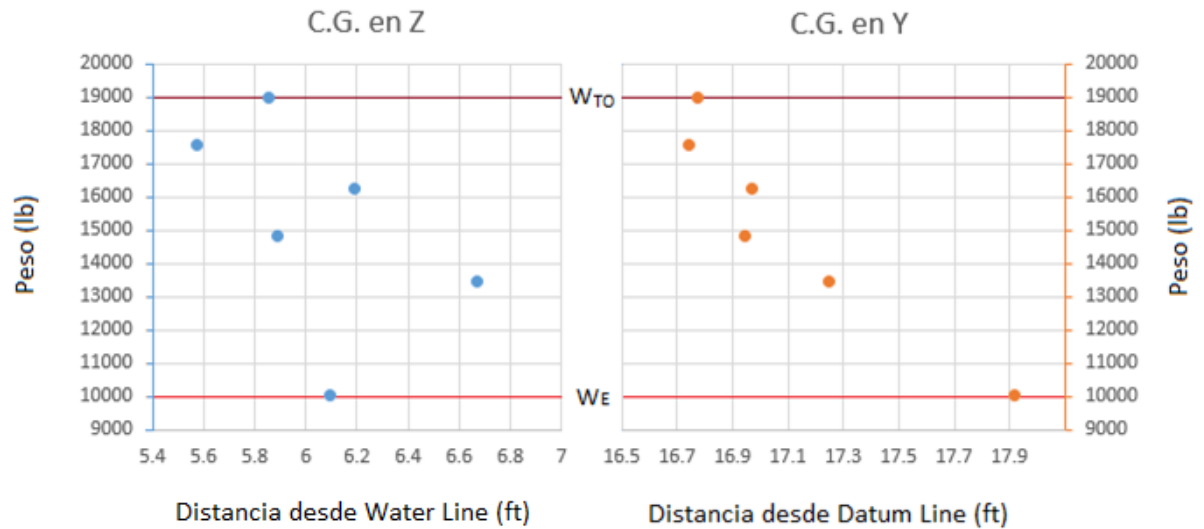
Fuente: Autora

⁹¹ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p.99

⁹² Ibid. p.99

El gráfico 6.4 muestra los valores de la tabla 6.12 tanto longitudinalmente (eje y) como verticalmente (eje z).

Gráfica 6.4. Ubicación del C.G. en diferentes condiciones



Fuente: Autora

Se ve que el centro de gravedad más atrasado se presenta cuando la aeronave está vacía, pero el centro de gravedad operacional más atrasado se encuentra a 16.74079 ft.

7. CALCULO PRELIMINAR DE PERFORMANCE

Se realizó un cálculo preliminar del performance buscando determinar si la aeronave preliminarmente está cumpliendo con los requisitos, los valores diferirán de los valores finales dado que no se ha terminado de realizar el diseño de las alas, ni se ha calculado el drag de la aeronave.

Los valores que se muestran a continuación no representan el performance final de la aeronave.

7.1 VELOCIDAD DE PÉRDIDA

Se conoce el área alar y el peso de la aeronave, por lo que se necesita conocer el coeficiente de Lift, con ello se sabrá los requisitos para el perfil

Ecuación 7.1. Velocidad de pérdida⁹³

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 * W_{\text{TO}}}{\rho_{\infty} * S * C_{L_{\text{max}}}}}$$

Velocidad de pérdida con flaps

$$C_{L_{\text{max}}} = \frac{2 * W_{\text{TO}}}{\rho_{\infty} * S * V_{\text{stall}}^2} = \frac{2 * 19000}{0.0023769 * 580 * (109.707)^2} = 2.29$$

Velocidad de pérdida sin flaps

$$C_{L_{\text{max}}} = \frac{2 * W_{\text{TO}}}{\rho_{\infty} * S * V_{\text{stall}}^2} = \frac{2 * 19000}{0.0023769 * 580 * (118.1467)^2} = 1.974$$

⁹³ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999. p 413

Se ve que son valores que están dentro de lo normal para alas con flaps sencillos o single slot.⁹⁴

7.2 VELOCIDAD MÁXIMA

Se calcula provisionalmente la velocidad máxima a nivel del mar y a altura de crucero

Ecuación 7.2. Velocidad máxima a nivel del mar y crucero⁹⁵

$$V_{max} = \left[\frac{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max} \left(\frac{W}{S}\right) + \left(\frac{W}{S}\right) \sqrt{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max}^2 - \frac{4 C_{D0}}{\pi e AR}}}{\rho C_{D0}} \right]^{1/2}$$

Por la tabla de potencia del motor (ANEXO B) se conoce la potencia del motor a diferentes condiciones.

Dado que la relación de aspecto se cambió a 7.5 se calculó la nueva eficiencia de Oswald.

Ecuación 6.15 Eficiencia de Oswald

$$e = 1,78(1 - 0,045 * 10,5^{0,68}) - 0,64 = 0,7436$$

Con la ecuación 10.3. se calculó la relación máxima de empuje a peso.

Ecuación 7.3. Máximo empuje disponible sobre peso⁹⁶

$$\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max} = \frac{\eta P}{W V_{max}}$$

Por lo que la velocidad a nivel del mar será

⁹⁴ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013. p. 236.

⁹⁵ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. 4ta ed. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 383

⁹⁶ Ibid. p.416

$$V_{max} = \left[\frac{\left(\frac{0.85 * 2 * 1075 * 550}{19000 * 337.562} \right) \left(\frac{19000}{580} \right) + \left(\frac{19000}{580} \right) \sqrt{\left(\frac{0.85 * 2 * 1075 * 550}{19000 * 337.562} \right)^2 - \frac{4 (0.024)}{\pi * 0.7436 * 10.5}}}{0.0023769 * 0.024} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$V_{max} = 318.9689112 \text{ ft/seg} \approx 188.98 \text{ Knots}$$

La velocidad máxima a altura de crucero sería:

$$V_{max} = \left[\frac{\left(\frac{0.85 * 2 * 758 * 550}{19000 * 337.562} \right) \left(\frac{19000}{580} \right) + \left(\frac{19000}{580} \right) \sqrt{\left(\frac{0.85 * 2 * 758 * 550}{19000 * 337.562} \right)^2 - \frac{4 (0.024)}{\pi * 0.7436 * 10.5}}}{0.001496 * 0.024} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$V_{max} = 329.2302117 \frac{\text{ft}}{\text{seg}} \approx 195.06 \text{ Knots}$$

A nivel del mar la diferencia con la velocidad máxima pedida es de 5.51%, mientras que a altura de crucero la diferencia baja a 2.47%, la diferencia es baja y vale la pena recordar que se asumió el peor coeficiente de drag parásito posible.

7.3 RANGO

Conociendo la velocidad de crucero y el consumo de combustible por motor (Anexo B), se puede saber aproximadamente si la aeronave cumple con el rango de 1000 Km (328083 ft). Como se hizo en

Ecuación 3.9. Tiempo de vuelo

$$Tiempo = \frac{Distancia}{Velocidad} = \frac{3280830 \text{ ft}}{329.2302117 \text{ ft/seg}} = \frac{9965.1547}{3600 \text{ seg}} = 2.768 \text{ horas}$$

Cada motor a altitud de crucero está consumiendo aproximadamente 393,5 lb/hora.

$$\frac{2800 \text{ lb}}{2 * 393,5 \text{ lb/hora}} = 3,5578 \text{ horas}$$

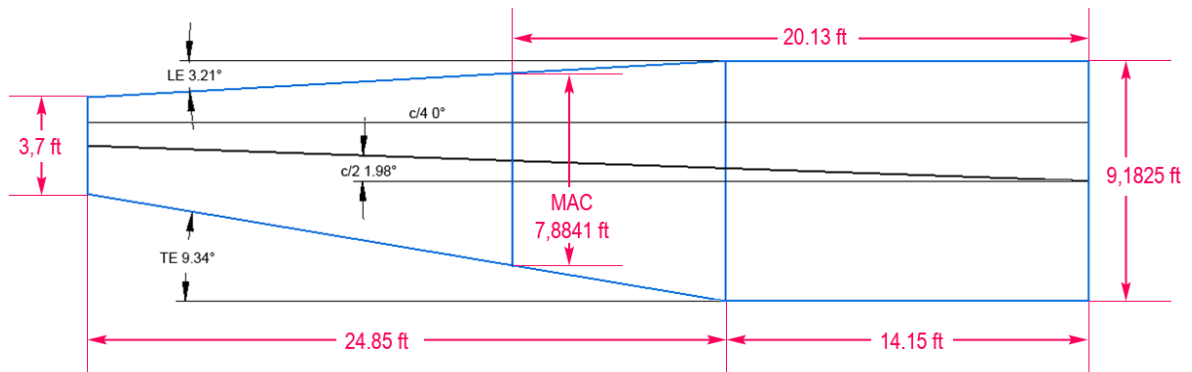
Se ve que la aeronave cumple holgadamente con el rango solicitado volando a máxima velocidad de crucero, parte del remanente se gasta en el encendido, ascenso, descenso, taxeos y apagado.

8. DIMENSIONAMIENTO FINAL DE LAS ALAS

En capítulos anteriores se había determinado el área alar y la geometría básica necesaria para lograr cumplir con los requisitos de la misión, en este capítulo se realizó el dimensionamiento final del ala haciendo selección de perfiles, definición de dispositivos hipersustentadores y la interrelación entre todos esos parámetros.

El gráfico 8.1 muestra la vista superior del ala tal cual se tiene definida con las medidas y los ángulos en el borde de ataque, c/4, c/2 y borde de salida.

Gráfica 8.1. Dimensionamiento final de ala



Fuente: Autora

Dado que la velocidad de crucero es de MACH 0.279 se puede asumir que la aeronave vuela en régimen incompresible.

8.1 SELECCIÓN DEL PERFIL

Se calculó el número de Reynolds con la ecuación 8.1 para determinar el rango en el cual operara la aeronave con el objetivo de determinar la envolvente y el rango de C_L .

Ecuación 8.1. Número de Reynolds ⁹⁷

$$R = \frac{\rho V l}{\mu}$$

Donde

R	Número de Reynolds	-
l	Largo de cuerda analizada	ft
μ	Viscosidad cinemática – 3.7373E-7	Slug/ft/s

⁹⁷ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.3ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 343

La tabla 8.1 muestra los números de Reynolds que tendrá cada perfil del ala en las diferentes condiciones de vuelo

Tabla 8.1. Número de Reynolds de cada perfil de ala a diferentes condiciones de vuelo

Altitud	Velocidad	No. de Reynolds		
		Cuerda Raíz (9.1826 ft)	MAC (7.8841 ft)	Cuerda Punta (3.7 ft)
Nivel del mar (FL 0)	V _{so}	6'406.974	5'500.972	2'581.600
	V _{cr}	17'742.448	15'233.510	7'149.071
	V _{max}	19'713.883	16'926.167	7'943.433
Crucero (FL 150)	V _{so}	4'032.493	3'462.263	1'624.837
	V _{cr}	11'166.941	9'587.838	4'499.562
	V _{max}	12'407.745	10'653.181	4'999.527
Techo (FL 250)	V _{so}	2'873.421	2'467.094	1'157.805
	V _{cr}	7'957.192	6'831.975	3'206.239
	V _{max}	8'841.348	7'591.104	3'562.497

Fuente: Autora

Se puede apreciar que parte de los perfiles operan a números de Reynolds por encima de 9 millones y para esos valores no se tiene información experimental.

Conociendo que la aeronave no fue pensada para operar a altos ángulos de ataque, y que sin importar el número de Reynolds la pendiente de lift no varía en su zona lineal al mantener el AR, se puede realizar el análisis de los perfiles utilizando los datos experimentales conocidos por bibliografía dado que son más precisos y confiables que los resultados analíticos que se podrían obtener con diferentes programas como Xfoil ⁹⁸.

Las tablas 8.2, 8.3 y 8.4 muestran el análisis realizado a varios perfiles de la sexta serie, realizado a 3, 6 y 9 millones respectivamente, posteriormente se buscó el perfil con menor coeficiente de momento y mayor relación lift drag durante la fase de crucero.

Se analizaron los perfiles con 15 y 18% de espesor dado que al ser mayor su espesor el peso del ala se reduce⁹⁹, da mayor espacio para el combustible y controles.

⁹⁸ ANDERSON, Jhon. Fundamentals of aerodynamics. Maryland: McGraw-Hill 3Ed, 2001. p.283

⁹⁹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p.392

Tabla 8.2. Comparación de perfiles a Reynolds de 3'000.000 ¹⁰⁰

	Perfil Naca	$C_{l\ cr}$ - Requerido	$C_{l\ cr}$	$C_{l\ max}$	$\alpha\ C_{l\ max}$	$C_{l\ max}$ invertido	$C_{d\ 0}$	L/D - Cr	$C_{m,0}$	a.c.	α_0	t/c
Punta	63(2)-215	0,25	0,0 - 0,4	1,43	15	-1	0,0057	43,85	-0,03	0,269	-1	15
	63(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,55	14	-1,1	0,006	41,66	-0,06	0,264	-3	15
	64(2)-215	0,25	0,0- 0,4	1,4	15	-1,2	0,0055	45,45	-0,03	0,267	-1	15
	64(2)-415	0,25	0,1 - 0,6	1,4	14	-1	0,0065	38,46	-0,07	0,264	-3	15
	65(2)-215	0,25	0,0 - 0,4	1,4	16	-1,2	0,0049	51,02	-0,03	0,268	-1	15
	65(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,45	16,3	-0,6	0,005	50	-0,06	0,266	-3	15
	66(2)-215	0,25	0 - 0,4	1,45	17	-1	0,0045	55,55	-0,03	0,257	-1	15
	66(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,48	18	-0,9	0,007	35,71	-0,068	0,258	-3	15
Raíz	63(3)-218	0,25	-1,8 - 0,6	1,3	12	-0,9	0,006	41,66	-0,025	0,273	-1	18
	63(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,4	13	-1,1	0,006	41,66	-0,06	0,272	-3	18
	64(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,3	17	-1,2	0,006	41,66	-0,025	0,267	-1	18
	64(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,37	16	-0,8	0,0065	38,46	-0,06	0,267	-3	18
	65(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,33	17	-1	0,0055	45,45	-0,027	0,264	-1	18
	65(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,35	16	-0,4	0,0055	45,45	-0,06	0,265	-3	18
	66(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,35	17	-0,9	0,0047	53,19	-0,03	0,264	-1,9	18
	66(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,4	18	-0,6	0,0063	39,68	-0,07	0,266	-3	18

Fuente: Modificado por la autora

Tabla 8.3. Comparación de perfiles a Reynolds de 6'000.000 ¹⁰¹

	Perfil Naca	$C_{l\ cr}$ - Requerido	$C_{l\ cr}$	$C_{l\ max}$	$\alpha\ C_{l\ max}$	$C_{l\ max}$ invertido	$C_{d\ 0}$	L/D - Cr	$C_{m,0}$	a.c.	α_0	t/c
Punta	63(2)-215	0,25	0,0 - 0,4	1,6	15	-1,38	0,0057	43,86	-0,03	0,266	-1	15
	63(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,65	15	-1,1	0,006	41,67	-0,06	0,264	-3	15
	64(2)-215	0,25	0,0- 0,4	1,55	15	-1,25	0,0045	55,56	-0,03	0,266	-1	15
	64(2)-415	0,25	0,1 - 0,6	1,6	15	-1,05	0,006	41,67	-0,07	0,265	-3	15
	65(2)-215	0,25	0,0 - 0,4	1,55	16	-1,25	0,0045	55,56	-0,03	0,269	-1	15
	65(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,58	16	-1,05	0,0055	45,45	-0,06	0,266	-3	15
	66(2)-215	0,25	0 - 0,4	1,45	16	-1,15	0,0035	71,43	-0,03	0,258	-1	15
	66(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,58	17	-1,1	0,0063	39,68	-0,068	0,259	-3	15
Raíz	63(3)-218	0,25	-1,8 - 0,6	1,45	14	-1,38	0,005	50,00	-0,025	0,272	-1	18
	63(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,5	14	-1,2	0,0055	45,45	-0,06	0,271	-3	18
	64(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,45	18	-1,4	0,005	50,00	-0,025	0,269	-1	18
	64(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,5	16	-1,2	0,006	41,67	-0,06	0,271	-3	18
	65(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,48	18	-1,35	0,0047	53,19	-0,027	0,264	-1	18
	65(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,5	18	-1,15	0,006	41,67	-0,06	0,263	-3	18
	66(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,45	17	-1,2	0,0039	64,10	-0,03	0,261	-1,9	18
	66(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,55	18	-1	0,0065	38,46	-0,07	0,264	-3	18

Fuente: Modificado por la autora

¹⁰⁰ ABBOTT, Ira H. y DOENHOFF, Von. Theory of wing sections. New York: McGraw-Hill, 1959. p. 668, 669, 674 y 675¹⁰¹ Ibid. p. 668 – 669 y 674 - 675

Tabla 8.4. Comparación de perfiles a Reynolds de 9'000.000 ¹⁰²

	Perfil Naca	$C_{l\ cr}$ - Requerido	$C_{l\ cr}$	$C_{l\ max}$	$\alpha\ C_{l\ max}$	$C_{l\ max}$ invertido	$C_{d\ 0}$	L/D - Cr	$C_{m,0}$	a.c.	α_0	t/c
Punta	63(2)-215	0,25	0,0 - 0,4	1,6	15	-1,38	0,0057	43,86	-0,03	0,267	-1	15
	63(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,69	15	-1,05	0,006	41,67	-0,06	0,262	-3	15
	64(2)-215	0,25	0,0- 0,4	1,55	15	-1,15	0,0045	55,56	-0,03	0,265	-1	15
	64(2)-415	0,25	0,1 - 0,6	1,65	15	-1,05	0,006	41,67	-0,07	0,264	-3	15
	65(2)-215	0,25	0,0 - 0,4	1,55	16	-1,2	0,0045	55,56	-0,03	0,269	-1	15
	65(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,62	16	-0,8	0,0055	45,45	-0,06	0,268	-3	15
	66(2)-215	0,25	0 - 0,4	1,5	16	-1,1	0,0045	55,56	-0,03	0,26	-1	15
	66(2)-415	0,25	0,2 - 0,6	1,6	17	-1	0,006	41,67	-0,068	0,26	-3	15
Raíz	63(3)-218	0,25	-1,8 - 0,6	1,5	20	-1	0,005	50,00	-0,025	0,271	-1	18
	63(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,58	16	-1	0,0055	45,45	-0,06	0,272	-3	18
	64(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,55	20	-1,35	0,005	50,00	-0,025	0,271	-1	18
	64(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,58	16	-1	0,006	41,67	-0,06	0,273	-3	18
	65(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,5	18	-1,2	0,0042	59,52	-0,027	0,263	-1	18
	65(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,55	18	-0,8	0,0062	40,32	-0,06	0,265	-3	18
	66(3)-218	0,25	-0,1 - 0,5	1,5	17	-1,17	0,0035	71,43	-0,03	0,26	-1,9	18
	66(3)-418	0,25	0,1 - 0,7	1,55	18	-1,8	0,0065	38,46	-0,07	0,262	-3	18

Fuente: Modificado por la autora

Se observó que los mejores perfiles eran los Naca 66₃-218 y 66₂-215.

8.1.1 Pendiente de lift

La pendiente de Lift es la variación del lift en función del ángulo de ataque en la zona lineal, y depende de la pendiente de lift de sus perfiles constituyentes, por lo que la tabla 8.5 recopila dichos valores.

Tabla 8.5. C_l y α de los perfiles ¹⁰³

Cuerda	Perfil	a.c.	C_l	α	C_l	α
Raíz	66 ₃ -218	0.26	- 0.8	- 10	1.04	10
Punta	66 ₂ -215	0.25	- 0.65	- 8	1.2	12

Fuente: Modificado por la autora

La ecuación 8.2 se utilizó para determinar la pendiente de lift de cada perfil.

¹⁰² ABBOTT, Ira H. y DOENHOFF, Von. Theory of wing sections. New York: McGraw-Hill, 1959. p. 668, 669, 674 y 675

¹⁰³ Ibid, 1959. p. 668, 669, 674 y 675

Ecuación 8.2. Pendiente de Lift ¹⁰⁴

$$a_0 = \frac{dC_l}{d\alpha}$$

Donde

a_0	Pendiente de lift del perfil	$C_l/^\circ$
dC_l	Diferencia de los coeficientes de lift	-
$d\alpha$	Diferencia de los ángulos de ataque	$^\circ$

Por lo que la pendiente de lift para el perfil de raíz será:

$$a_{0Raiz} = \frac{1.04 - (-0.8)}{10 - (-10)} = 0.092 \text{ per degree}$$

Y a su vez la pendiente de lift para el perfil de punta será:

$$a_{0Punta} = \frac{1.2 - (-0.65)}{12 - (-8)} = 0.0925 \text{ per degree}$$

De manera tal que la pendiente para el ala es la media de los dos perfiles.

$$a_{0Ala} = \frac{0.092 + 0.0925}{2} = 0.09225 \text{ per degree} * \left(\frac{180}{\pi}\right) = 5.28553566 \text{ per rad}$$

Se realizó la corrección de un ala en dos dimensiones (2D) a un ala en tres dimensiones (3D) teniendo en cuenta que es un ala de alta relación de aspecto ($AR > 4$) ¹⁰⁵ por lo que la pendiente de lift desde 0 hasta MACH 0.3 se calcula con la ecuación 8.3.

Ecuación 8.3. Corrección de 2D a 3D para ala ¹⁰⁶

$$a = \frac{a_0 * \cos\Lambda}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0 * \cos\Lambda}{\pi AR}\right)^2} + \frac{a_0 * \cos\Lambda}{\pi AR}}$$

Donde

a	Pendiente de lift del ala	$C_l/^\circ$
Λ	Ángulo de flechamiento en c/4	$^\circ$

¹⁰⁴ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999. p. 72

¹⁰⁵ Ibid. p. 91

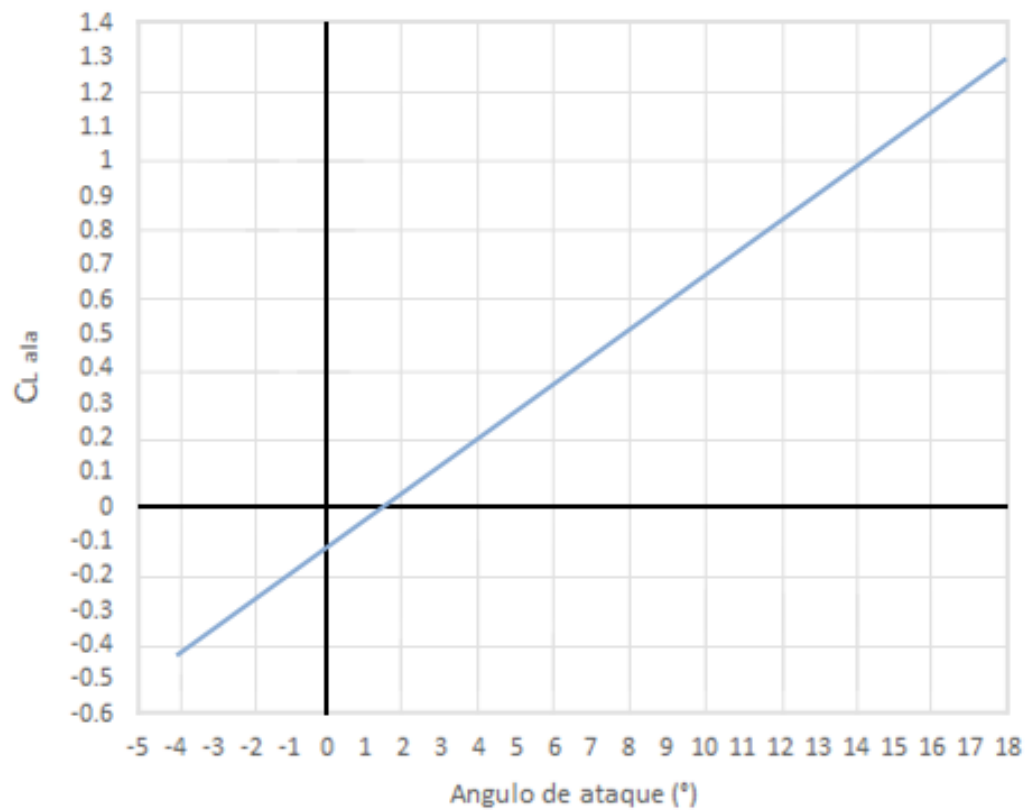
¹⁰⁶ Ibid. p. 91

$$a = \frac{5.28553566 * \cos(1.98)}{\sqrt{1 + \left(\frac{5.28553566 * \cos(1.98)}{\pi (10.5)}\right)^2} + \frac{5.28553566 * \cos(1.98)}{\pi (10.5)}} = 4,5037 \text{ per radian}$$

$$a \approx 0.0786 \text{ per degree}$$

De manera tal que la gráfica 8.2 muestra cómo queda la gráfica de C_L contra ángulo de ataque para el ala en tres dimensiones.

Gráfica 8.2. Gráfico de C_L contra ángulo de ataque



Fuente: Autora

8.1.2 Máximo coeficiente de Lift y $\alpha_{C_{Lmax}}$

Una vez determinada la pendiente de lift para el ala en tres dimensiones se calculó el ángulo de ataque máximo capaz de alcanzar el ala antes de entrar en pérdida, ello se realiza determinando si el C_{Lmax} y $\alpha_{C_{Lmax}}$ el ala deben cumplir el siguiente criterio de la ecuación 8.4.

Ecuación 8.4. Criterio para determinar C_{Lmax} y $\alpha_{C_{Lmax}}$ ¹⁰⁷

$$AR > \frac{4}{(C_1 + 1)\cos\Lambda_{LE}}$$

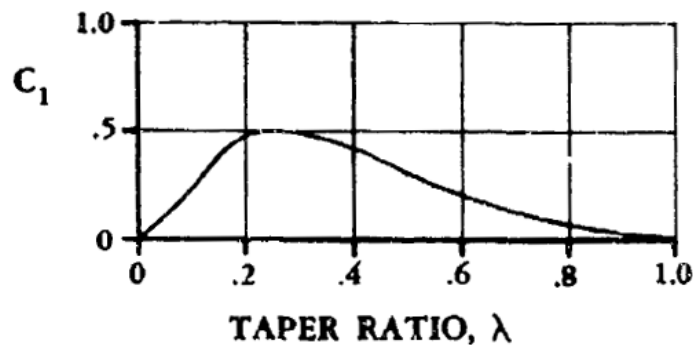
Donde

C_1 Factor de corrección por relación de taperado

Λ_{LE} Ángulo en el borde de ataque Grados

El termino C_1 se determinó experimentalmente y se obtiene de la gráfica 8.3

Gráfica 8.3. Factor de corrección por relación de taperado



Fuente: HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, p, 4.1.3.4 - 24

Conociendo que la relacion de taperado del ala es de 0.4 se determino que C_1 corresponde a un valor de 0.4, valores que se reemplazan en la ecuacion 8.4 teniendo.

¹⁰⁷ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck . p 4.1.3.4 - 4

$$10.5 > \frac{4}{(0.2 + 1)\cos(3.21)} = 3.338$$

Se ve que el ala cumple con el criterio, por lo que se puede utilizar este método para determinar el C_{Lmax} y $\alpha_{C_{Lmax}}$.

Con la ecuación 8.5 se determinó el máximo coeficiente de sustentación alcanzable por el ala.

Ecuación 8.5. Coeficiente de sustentación ¹⁰⁸

$$C_{Lmax} = \left(\frac{C_{Lmax}}{C_{lmax}} \right) C_{lmax} + \Delta C_{Lmax}$$

Dónde:

$\frac{C_{Lmax}}{C_{lmax}}$	Relación entre el coeficiente de lift en tres dimensiones y el Cl de dos dimensiones	-
C_{lmax}	Coeficiente de lift máximo de dos dimensiones	-
ΔC_{Lmax}	Delta del coeficiente de lift máximo	-

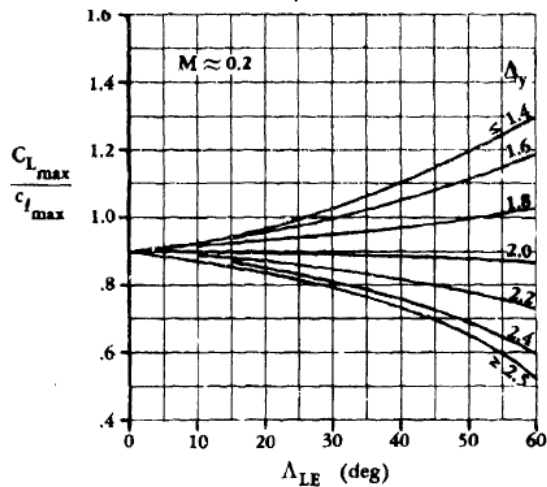
De la tabla 8.3 se toma el C_{lmax} promediado para crucero de 1.45, los otros dos valores son tomados de las gráficas 8.4 a 8.6.

Se conoce que el ángulo en el borde de ataque es de 3.21° y se midió el ΔY como 3.3 en el perfil de raíz y de 2.75 en el de punta.

En la gráfica 8.4 se ve una convergencia a bajos valores de ángulo en el borde de ataque por lo que se toma el $\frac{C_{Lmax}}{C_{L\alpha}}$ como 0.9.

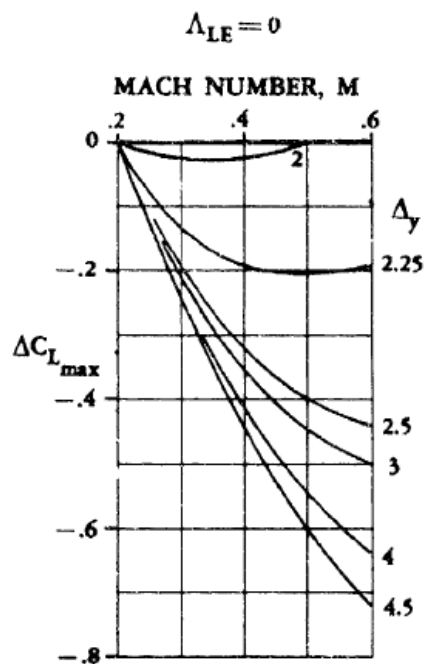
¹⁰⁸ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck p, 4.1.3.4 - 4

Gráfica 8.4. Relación de $C_{L\max}$ a $C_{l\max}$ para alas de alta relación de aspecto

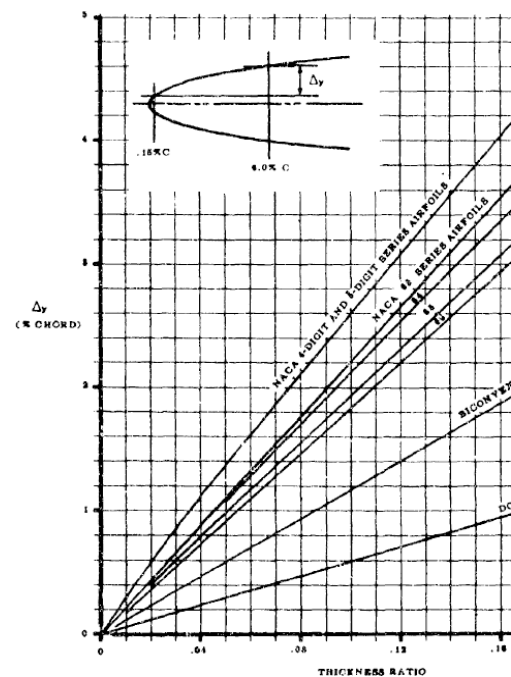


Fuente: HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, p 4.1.3.4 – 21

Gráfica 8.5. Corrección por número de MACH en el lift máximo de alas de alta relación de aspecto ¹⁰⁹



Gráfica 8.6. Variación del afilamiento del borde de ataque para perfiles naca con diferentes espesuras ¹¹⁰



¹⁰⁹ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck p. 4.1.3.4 - 21

¹¹⁰ Ibid, p. 2.2.1-8

El ángulo de máximo CL se calcula con la ecuación 8.6.

Ecuación 8.6. Máximo ángulo de C_L ¹¹¹

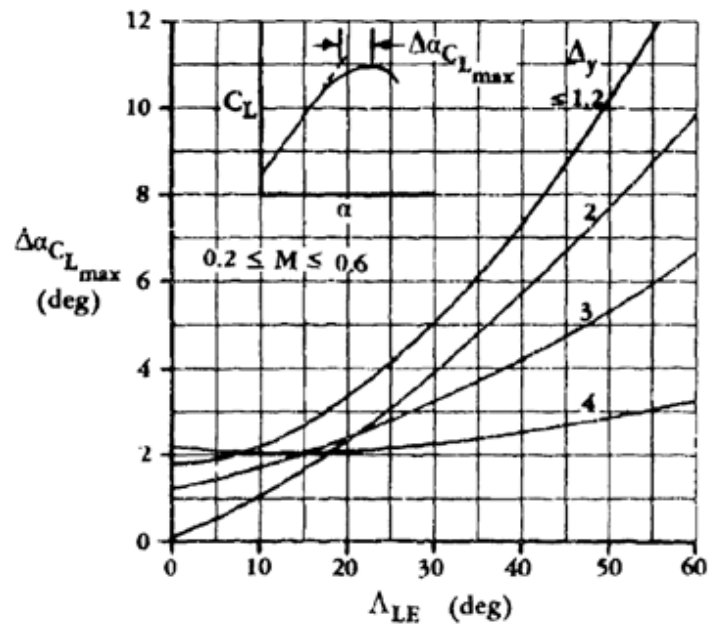
$$\alpha_{C_L \max} = \frac{C_{L \max}}{C_{L \alpha}} + \alpha_0 + \Delta\alpha_{C_L \max}$$

Donde

$C_{L \alpha}$	Pendiente de lift para la velocidad en consideración	-
α_0	Ángulo de cero lift del ala	Grados
$\Delta\alpha_{C_L \max}$	Delta del ángulo de $C_{L \max}$, valor obtenido de la figura 8.7	Grados

Dado que el método experimental da mejores resultados, se utilizó la gráfica 8.7 para determinar el $\Delta\alpha_{C_L \max}$.

Gráfica 8.7. Incremento del ángulo de ataque para máximo lift subsónico en alas de alta relación de aspecto



Fuente: HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM. 4.1.3.4 – 21

¹¹¹ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck p. 4.1.3.4 - 4

De manera tal que de MACH 0 a 0.2.

$$C_{L\max} = 0.9 * 1.45 + 0 = 1.305$$

A MACH 0.3.

$$C_{L\max} = 0.9 * 1.45 - 0.2 = 1.105$$

Conociendo los valores de $C_{L\max}$ se calcula el ángulo de ataque máximo para cada velocidad tomando un ΔY promedio de 3 y un $\Delta \alpha_{C_{L\max}}$ de 1.3, con lo que se tiene.

MACH 0 a 0.2.

$$\alpha_{C_{L\max}} = \frac{1.305}{0.0786} - 1.45 + 1.3 = 16.45$$

A MACH 0.3.

$$\alpha_{C_{L\max}} = \frac{1.105}{0.0786} - 1.45 + 1.3 = 13.9$$

Los valores obtenidos se compararon contra la gráfica 8.2 dando resultados muy cercanos, lo cual es factible dado que en el área en el cual la gráfica deja de ser lineal para entrar en la zona de pérdida muchos factores entran en juego, tales como la rugosidad de la piel, la disposición de las pieles de la estructura y variaciones en el flujo entre otros.

Solamente de manera experimental se podrían obtener valores finales. La tabla 8.6 recoge los valores calculados.

Tabla 8.6. $C_{L\max}$, $C_{L\alpha}$ y $\alpha_{C_{L\max}}$ de MACH 0 a 0.2 y MACH 0.3

Velocidad MACH	$C_{L\max}$	$\alpha_{C_{L\max}}$	$C_{L\alpha}$
0 a 0.2	1.305	16.45	0.0786
0,3	1.105	13.9	

Fuente: Autora

8.2 Dispositivos hipersustentadores

En el numeral 3.3.7 se vio que la aeronave necesitaba un coeficiente de lift máximo entre 2.2 y 2.3, por lo que comparando contra los valores de coeficiente de lift máximo del ala se hizo evidente la necesidad de la utilización de dispositivos hipersustentadores.

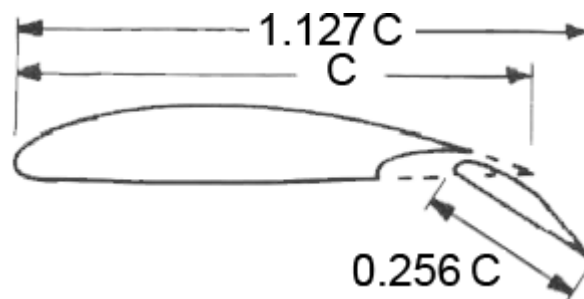
8.2.1 Geometría de flaps

Se ha planteado una configuración doble tal que en la aeronave Grizzly tenga en el borde de fuga en la parte externa flaperones (alergones más single slot flaps) y en la parte interna double slot flaps, esto con el objetivo de cubrir la totalidad de la envergadura y obtener el $C_{L\max}$ necesario.

Raymer da como parámetro que los flaps y alergones tienen una longitud del 25%¹¹² de la cuerda, los alergones tienen una envergadura que se puede extender desde el 50% al 90% de la envergadura mientras que los flaps se expanden el porcentaje restante.

Se seleccionaron las relaciones de $\frac{\text{Cuerda flaps}}{\text{Cuerda local}}$ de 25.6% y de $\frac{\text{Cuerda extendida (c')}}{\text{Cuerda local}}$ de 1.127¹¹³ para obtener el mayor incremento en el C_L ¹¹⁴, quedando como se muestra en el gráfico 8.8.

Gráfica 8.8. Configuración de los dispositivos hipersustentadores



Fuente: Autora

¹¹² RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p 127

¹¹³ HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck p, 6.1.1.1-19

¹¹⁴ McCORMICK, Barnes. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. Canada: Jhon Wiley & Sons Ltda. 1995 p. 95

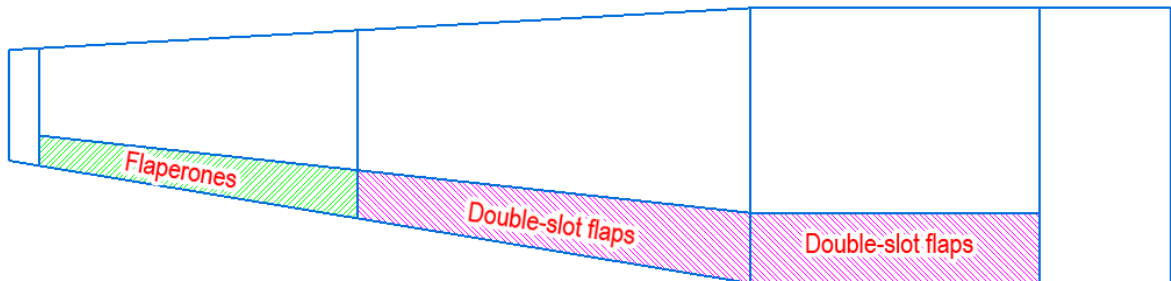
La tabla 8.7 tiene las áreas resultantes luego de dimensionar los dispositivos hipersustentadores acorde al gráfico 8.8, la gráfica 8.9 muestra el área de flaperones y de double-slot flaps mientras la gráfica 8.10 presenta el área de influencia de dichos dispositivos hipersustentadores de una sola ala.

Tabla 8.7. Geometrías de dispositivos hipersustentadores

ÍTEM	Un ala (ft ²)	Total (ft ²)
Flaps	48.8801953	97.7603906
Flaps - área de influencia	190.9382629	381.8765258
Flaperones	13.9726217	27.9452434
Flaperones - área de influencia	54.5805536	109.1611072

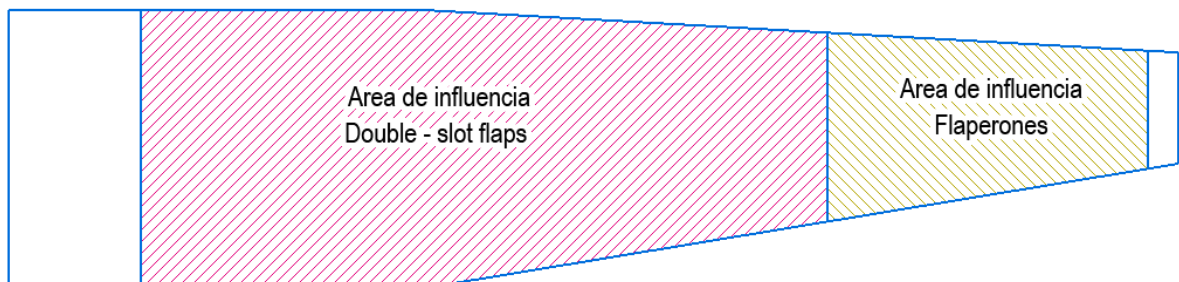
Fuente: Autora

Gráfica 8.9. Configuración y área de los dispositivos hipersustentadores



Fuente: Autora

Gráfica 8.10. Área de influencia de los dispositivos hipersustentadores

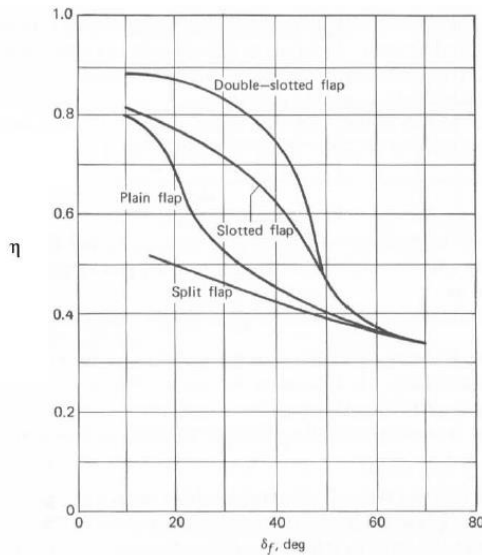


Fuente: Autora

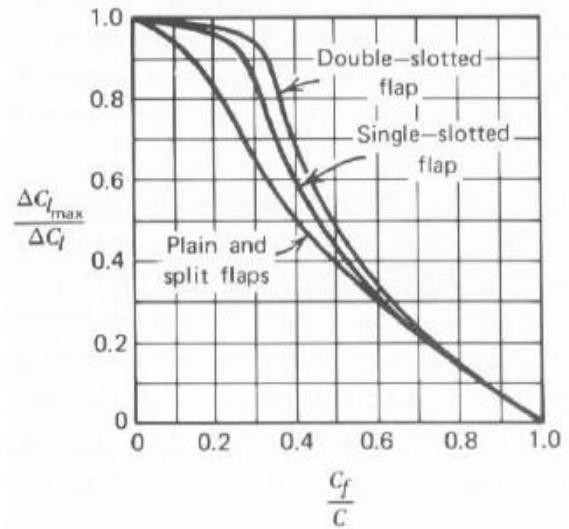
8.2.2 Incremento del C_L por dispositivos hipsustentadores

Una vez determinada la geometría y las áreas de los dispositivos hipsustentadores se procedió a determinar el incremento del coeficiente de lift, a través del gráfico 8.9 primero se determinó la eficiencia del dispositivo en función del ángulo de deflexión y posteriormente se determinó el $\Delta C_{l_{max}}/\Delta C_l$.

Gráfica 8.11. Eficiencia de los flaps



Gráfica 8.12. Delta de C_l max por flaps



Fuente: McCORMICK, Barnes. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. Canada: Jhon Wiley & Sons Ltda. 1995 p. 100-101

La tabla 8.8 recoge todos los valores de las gráficas 8.9 y 8.10.

Tabla 8.8. Eficiencia y delta de C_l max por flaps

η Flap		
δ_f	Double-slotted	Single slotted
5	0.89	0.84
10	0.89	0.81
15	0.88	0.79
20	0.86	0.76
25	0.85	0.748
30	0.83	0.72
35	0.8	0.67
40	0.75	0.64
45	0.65	0.55

$\frac{\Delta C_{l_{max}}}{\Delta C_l}$	
Double-slotted	0.97
Single slotted	0.94

Fuente: Autora

Por lo que la variación del ΔC_l estará dado por la ecuación 8.7.

Ecuación 8.7. Variación de ΔC_l ¹¹⁵

$$\Delta C_l = C_{l_\alpha} * \tau * \eta * \delta_f$$

Donde

ΔC_l	Delta de coeficiente de lift por flaps	-
C_{l_α}	Pendiente de lift	Ci/grados
τ	Factor de eficiencia del flaps	-
η	Eficiencia de los flaps	-
δ_f	Ángulo de deflexión	Grados

El factor de eficiencia de flaps se calculó con la ecuación 8.8.

Ecuación 8.8. Factor de eficiencia del flap ¹¹⁶

$$\tau = 1 - \frac{\cos^{-1}\left(\frac{2c_f}{c} - 1\right) - \sin\left[\cos^{-1}\left(\frac{2c_f}{c} - 1\right)\right]}{\pi}$$

$$\tau = 1 - \frac{\cos^{-1}(2 * 0.256 - 1) - \sin[\cos^{-1}(2 * 0.256 - 1)]}{\pi} = 0.615561356$$

Y finalmente los resultados de las ecuaciones 8.7 y 8.8 se reemplazan en la ecuación 8.9 para calcular el delta de coeficiente de lift 2D, tendiendo como resultado la gráfica 8.13

Ecuación 8.9. Delta de coeficiente de lift máximo por flaps ¹¹⁷

$$\Delta C_{l_{\max}} = \Delta C_l * \frac{\Delta C_{l_{\max}}}{\Delta C_l}$$

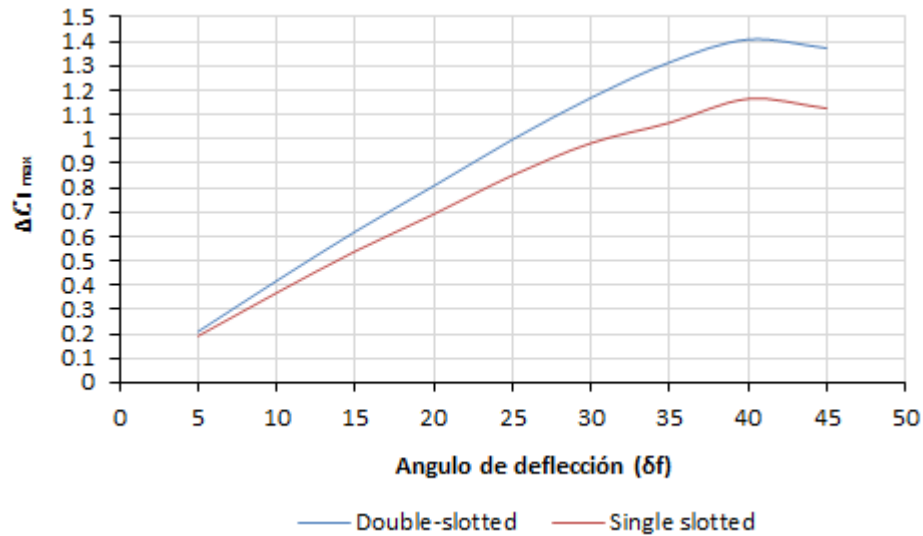
¹¹⁵ McCORMICK, Barnes. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. Canada: Jhon Wiley & Sons Ltda. 1995 p. 102

¹¹⁶ Ibid p. 100

¹¹⁷ Ibid p. 100

Donde la gráfica 8.13 muestra el incremento en el coeficiente de lift 2D que da cada flap a diferentes grados de deflexión.

Gráfica 8.13. Ángulo de deflexión contra $\Delta C_{l_{max}}$



Fuente: Autora

Se ve que el incremento máximo se presenta a los 40° de deflexión punto después del cual el coeficiente de lift disminuye.

Una vez conocido el incremento del C_l del perfil se calculó el incremento en el ala del coeficiente de lift máximo del ala por flaps, eso se realizó con la ecuación 8.10.

Ecuación 8.10. Incremento de sustentación del ala ¹¹⁸

$$(\Delta C_{L_{max}})_{flaps} = \Delta C_{l_{max}} \left(\frac{S_{wf}}{S} \right) [(1 - 0.08 \cos^2 \Lambda_{c/4}) \cos^{3/4} \Lambda_{c/4}]$$

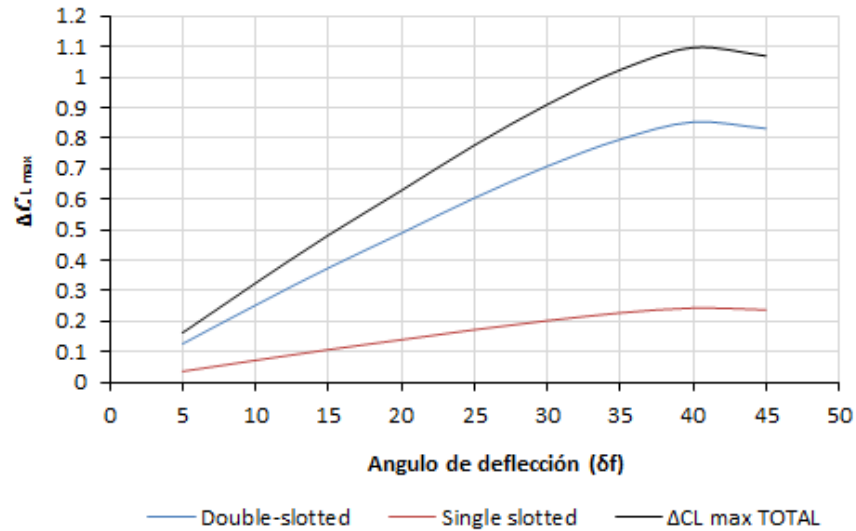
Donde

$(\Delta C_{L_{max}})_{flaps}$	Delta del coeficiente de lift máximo por flaps	-
S_{wf}/S	Área del ala con flaps sobre área alar	-

¹¹⁸ ROSKAM, Jan y LAN, Edward. Airplane Aerodynamics and performance. Estados Unidos: Design, analysis and research corporation, 1997 .p 128

Por lo que finalmente el resultado de la ecuación 8.10 se muestra en el gráfico 8.14 mostrando el incremento del coeficiente de lift a diferentes ángulos de deflexión.

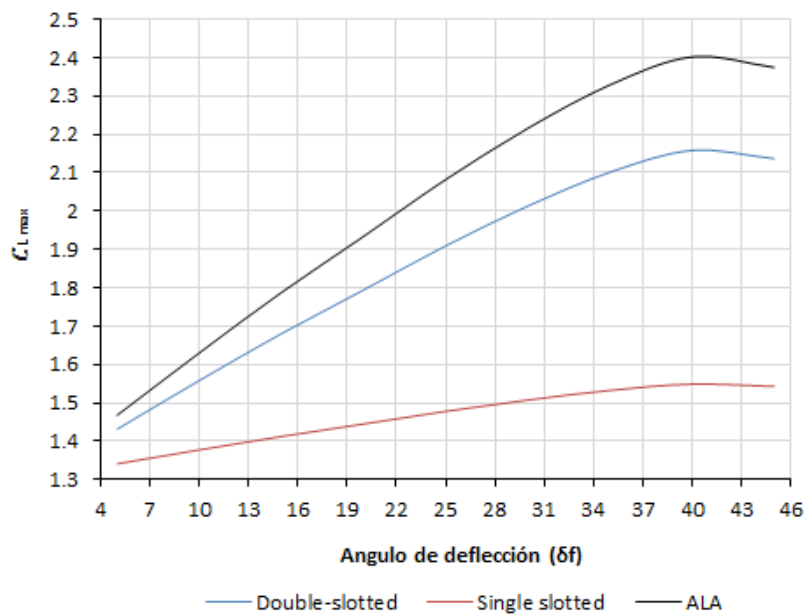
Gráfica 8.14. ΔC_L por flaps a diferentes ángulos de deflexión



Fuente: Autora

Finalmente sumando el incremento del coeficiente de lift máximo por flaps al máximo coeficiente de lift limpio del ala se obtiene el gráfico 8.15 que muestra el coeficiente de lift máximo por flaps para diferentes ángulos de deflexión. Se ve que no vale la pena desplegar los flaps a ángulos por encima de los 40°.

Gráfica 8.15. Coeficiente de sustentación máximo para diferentes ángulos de deflexión



Fuente: Autora

8.2.3 Variación de C_D por flaps

Una vez determinado el incremento del coeficiente de lift por flaps se procede a determinar el incremento que tendrá el drag, dado que se presentara un incremento de drag parásito por la nueva geometría y áreas expuestas así como un incremento en el drag inducido por el aumento de coeficiente de lift.

Los resultados de dichos incrementos se muestran en la gráfica 8.16 y sus valores se encuentran en la tabla 8.9.

8.2.3.1 Incremento del drag inducido por flaps

El incremento del drag inducido se calculó con la ecuación 8.11.

Ecuación 8.11. Delta de drag inducido ¹¹⁹

$$\Delta C_{D_i} = k_f^2 \left(\Delta C_{L_{flaps}} \right)^2 \cos \Lambda_{c/4}$$

Donde

ΔC_{D_i}	Delta de coeficiente de drag inducido	-
k_f	0.14 para flaps de toda la envergadura	-
	0.28 para media envergadura	

Dado que los flaps se extienden el total de la envergadura se utilizó un k_f de 0.28, y se calculó de manera individual para cada tipo de flap haciendo posteriormente una suma.

¹¹⁹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 354

8.2.3.2 Incremento del drag parásito por flaps

El incremento del drag parásito se calculó utilizando la ecuación 8.12.

Ecuación 8.12. Delta de drag parásito con flaps ¹²⁰

$$\Delta C_{D0_{flap}} = F_{flap} \left(\frac{C_f}{C} \right) \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) (\delta_{flap} - 10)$$

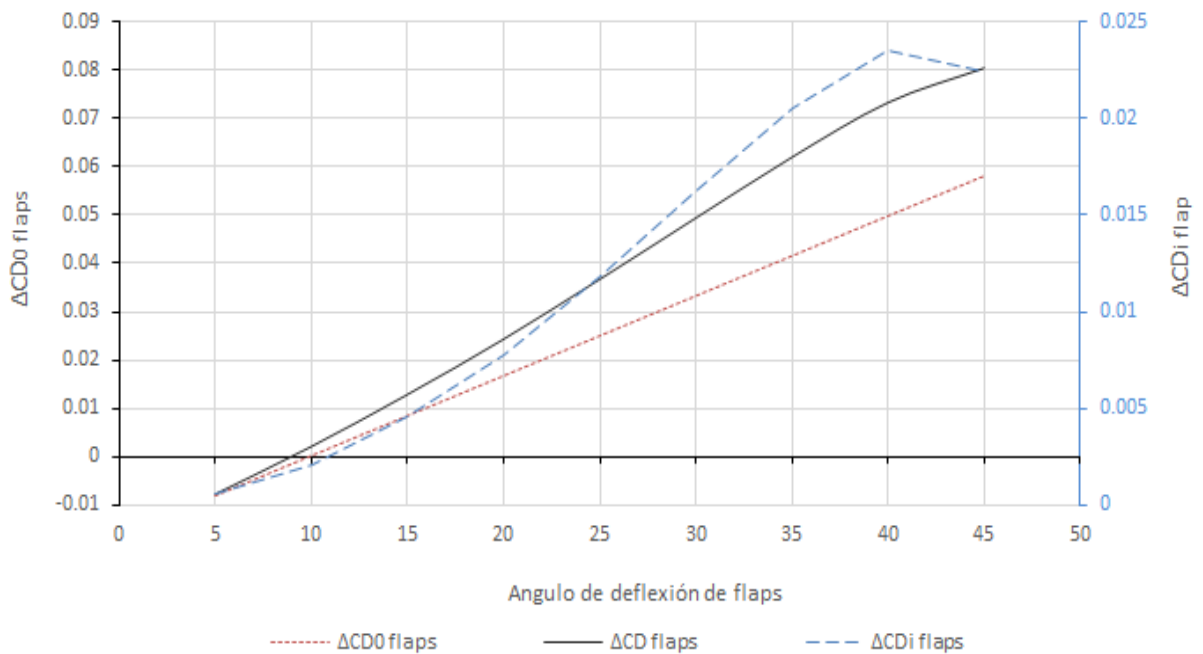
Donde

F_{flap} 0,0074 para slot y double slot flaps ¹²¹

-

Por lo que finalmente la variación del drag por la utilización de flaps quedo como se muestra en la gráfica 8.16, graficándose individualmente el incremento y la suma de los dos.

Gráfica 8.16. Variación de drag por utilización de flaps



Fuente: Autora

¹²⁰ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 336

¹²¹ Ibid. p. 336

Tabla 8.9. Variación de drag por utilización de flaps

δf	$\Delta C_{Di \text{ flaps}}$	$\Delta C_{D0 \text{ flaps}}$	$\Delta C_{D \text{ flaps}}$
5 °	0.00051863	-0.00830108	-0.007782447
10 °	0.00207451	0	0.002074515
15 °	0.00456336	0.00830108	0.012864432
20 °	0.00774807	0.01660215	0.02435022
25 °	0.01182645	0.02490323	0.036729678
30 °	0.0162381	0.0332043	0.049442405
35 °	0.02053301	0.04150538	0.062038389
40 °	0.02357106	0.04980646	0.073377512
45 °	0.02240724	0.05810753	0.080514767

Fuente: Autora

8.2.4 Variación de C_m por flaps

De igual manera con el incremento del lift se presenta un incremento en el coeficiente de momentos, el cual es calculado con la ecuación 8.13.

Ecuación 8.13. Variación de C_m por flaps ¹²²

$$\Delta C_{mf} = \Delta C_L \left[\frac{X_{ref}}{c} - \left(\frac{X_{c.p.}}{c'} \right) \left(\frac{c'}{c} \right) \right]$$

Donde

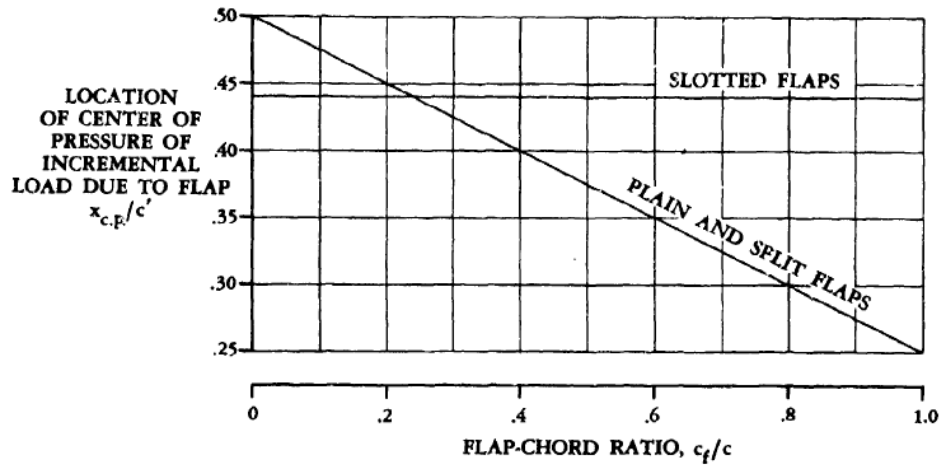
ΔC_{mf}	Incremento del coeficiente de momento por flaps	-
$\frac{X_{ref}}{c}$	Posición deseada para el momento de cabeceo, 0.25 ¹²³	-
$\frac{X_{c.p.}}{c'}$	Localización del centro de presiones	-

La localización del centro de presiones se termina con el gráfico 8.17.

¹²² HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck p 6.1.2.1-4

¹²³ Ibid, p 6.1.2.1-15

Gráfica 8.17. Localización empírica del c.p. para flaps



Fuente: HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. Finck p 6.1.2.1-4

Se conoce que c'/c 1.127, X_{ref}/c se desea en el 0.25, C_M del perfil es de -0.03 y por el gráfico 8.17 se determinó que X_{cp}/c' queda en 0,425,

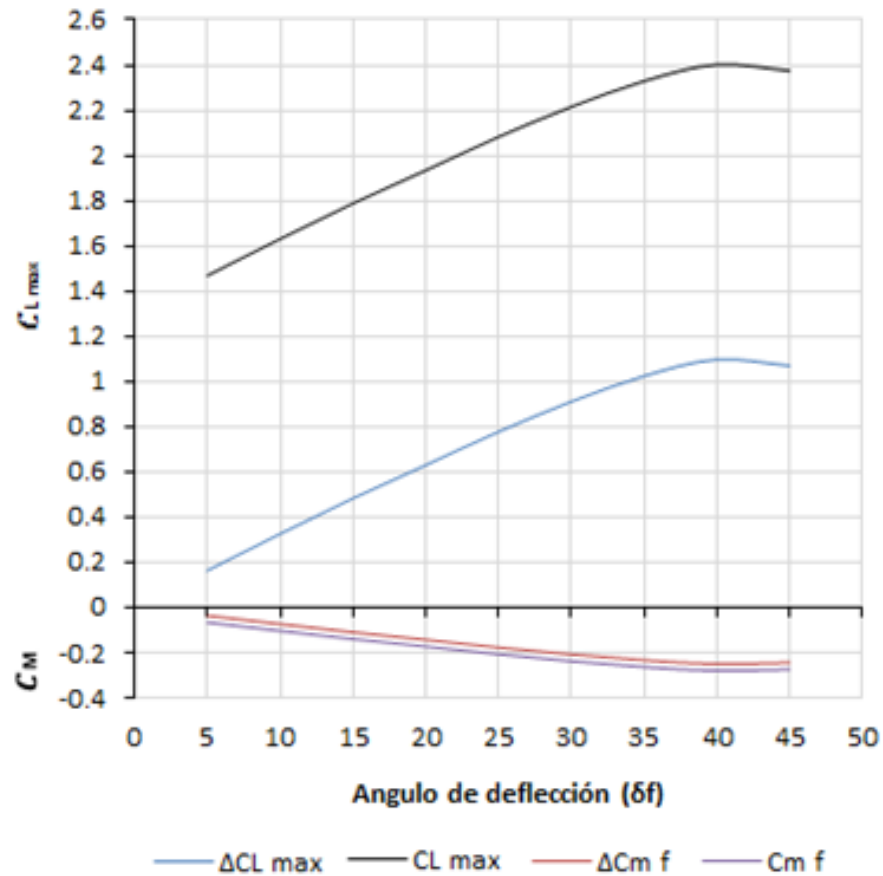
Por lo que el resultado de la ecuación 8.13 se resume en la tabla 8.10 siendo ilustrado en el gráfico 8.18.

Tabla 8.10. Recopilación de C_L , C_m y ΔC_{D0} flaps

δf	$\Delta C_{L \max}$	$C_{L \max}$	$\Delta C_{m f}$	$C_{m f}$	$\Delta C_{D0 \text{ flaps}}$
5°	0.1627	1.5127	-0.0372	-0.0672	-0.00962
10°	0.3253	1.6753	-0.0745	-0.1045	0
15°	0.4825	1.8325	-0.1105	-0.1405	0.00962
20°	0.6287	1.9787	-0.1440	-0.1740	0.01924
25°	0.7768	2.1268	-0.1779	-0.2079	0.02886
30°	0.9102	2.2602	-0.2084	-0.2384	0.03848
35°	1.0235	2.3735	-0.2344	-0.2644	0.0481
40°	1.0966	2.4466	-0.2511	-0.2811	0.05772
45°	1.0692	2.4192	-0.2448	-0.2748	0.06734

Fuente: Autora

Gráfica 8.18. Ángulo de deflexión de flaps versus C_M y C_{Lmax}



Fuente: Autora

8.3 Ángulos de incidencia y twist geométrico

El ángulo de incidencia es aquel ángulo de ataque entre el perfil y el eje longitudinal de la aeronave y se establece de manera tal que en crucero el ala este produciendo el coeficiente que la aeronave necesita sin necesidad de variar el ángulo de ataque de la aeronave.

El ángulo de twist geométrico es una variación del ángulo geométrico desde el perfil de raíz hasta el perfil de punta a lo largo de la envergadura buscando una distribución casi elíptica y que la raíz del ala entre en pérdida antes que la punta de manera tal que el piloto casi siempre conserve control sobre la aeronave.

8.3.1 Ángulo de incidencia para la fase de crucero

El ángulo de incidencia durante la fase de crucero se determinó con la ecuación 8.14, la cual se evalúa con base en el peso de inicio de crucero y el peso al final de dicha fase.

Ecuación 8.14. Ángulo de incidencia para la fase de crucero ¹²⁴

$$\alpha_c = \left(\frac{1}{C_{L\alpha}} \right) \frac{(W_1 + W_2)}{\rho V_c^2 S} + \alpha_{ZL}$$

Donde

α_c	Ángulo de incidencia para la fase de crucero	Grados
α_{ZL}	Ángulo de ataque de zero-lift	Grados
ρ	Densidad a altitud crucero	slug/ft ³
W_1	Peso al inicio de crucero	lb
W_2	Peso al final de crucero	lb

Primero se determinó el peso al comienzo de la fase de crucero, W_1 , utilizando las fracciones parciales de combustible de la sección 3.2.

$$W_1 = 19000 - [(1 - 0.99 * 0.99 * 0.995 * 0.98) * 19000] = 18158.21 \text{ lb}$$

Posteriormente utilizando dato del consumo de combustible de los motores tomado del anexo B se calculó el consumo de combustible durante el crucero, con ello se determina el peso al final de la fase dado que no hay más variaciones de pesos.

$$\text{Consumo combustible} = 2.768 \text{ horas} * 2 * 393.5 \text{ lb/hora} = 2178.416 \text{ lb}$$

$$W_2 = W_1 - 2178.416 = 15979.794 \text{ lb}$$

Con lo que finalmente se calculó el ángulo de incidencia.

$$\alpha_c = \left(\frac{1}{0.0786} \right) \frac{18158.21 + 15979.794}{0.001496 * (303,805)^2 * 580} + 1.45 = 6.8734^\circ$$

¹²⁴ GUDMUNDSSON, Snorri. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Estados Unidos: Elsevier, 2014. p.326

Por lo que el coeficiente de lift para la fase de crucero se determinó con la ecuación 8.15.

Ecuación 8.15. Coeficiente de lift para fase de crucero¹²⁵

$$C_{L_{crucero}} = \alpha(\alpha_c - \alpha_{zL})$$

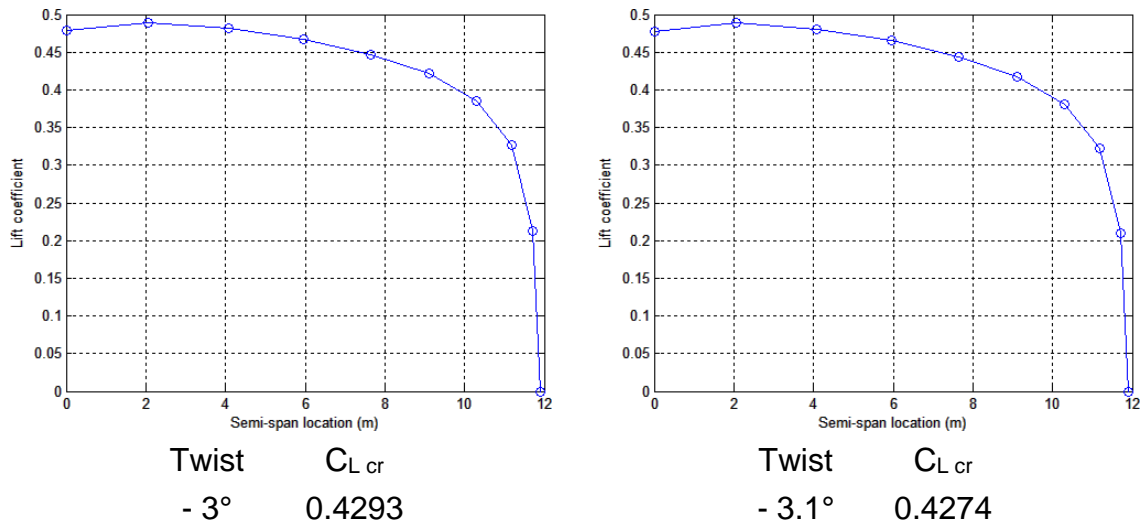
$$C_{L_{crucero}} = 0.0786 * (6.8734 - 1.45) = 0.4262$$

Dicho valor se comprobó con la gráfica 8.2 dando correctamente.

8.3.2 Ángulo de twist

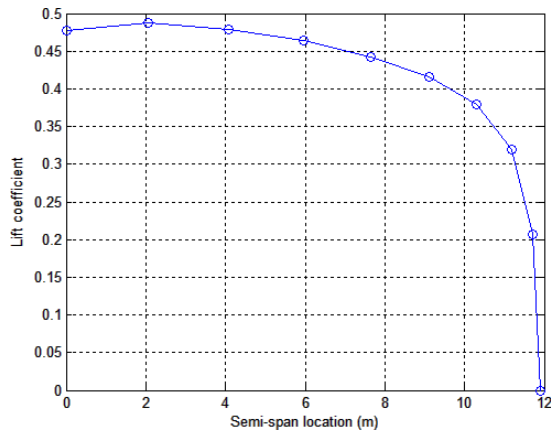
A través del teorema de línea de sustentación se determinó el ángulo de twist geométrico necesario para obtener el coeficiente de lift de crucero. Se utilizó el código de matlab del anexo C, cuyos resultados se muestran en las gráficas 8.19 y 8.20.

Gráfica 8.19. Distribución de lift para ángulos de twist geométrico de -3° y -3.1° .

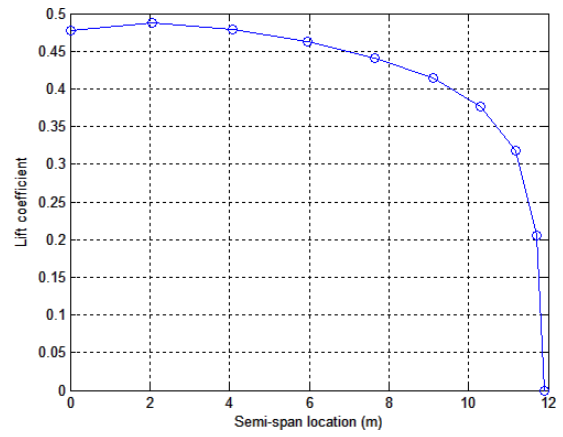


¹²⁵ GUDMUNDSSON, Snorri. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Estados Unidos: Elsevier, 2014. p.326

Gráfica 8.20. Distribución de lift para ángulos de twist geométrico de -3.15° y -3.2° .



Twist $C_{L\ cr}$
 $- 3.15^\circ$ 0.4264



Twist $C_{L\ cr}$
 $- 3.2^\circ$ 0.4254

Se determinó que el ángulo de twist geométrico necesario es de -3.15° por lo que ala tendrá washout.

9. DIMENSIONAMIENTO DEL TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje es aquel sistema de la aeronave encargado de permitir el fácil rodaje de la aeronave mientras se encuentra en tierra.

Dado durante los requisitos se pidió que la aeronave de carga Grizzly pudiera operar desde terrenos no preparados se hace necesario la utilización de un tren de aterrizaje fuerte capaz de soportar las cargas impuestas.

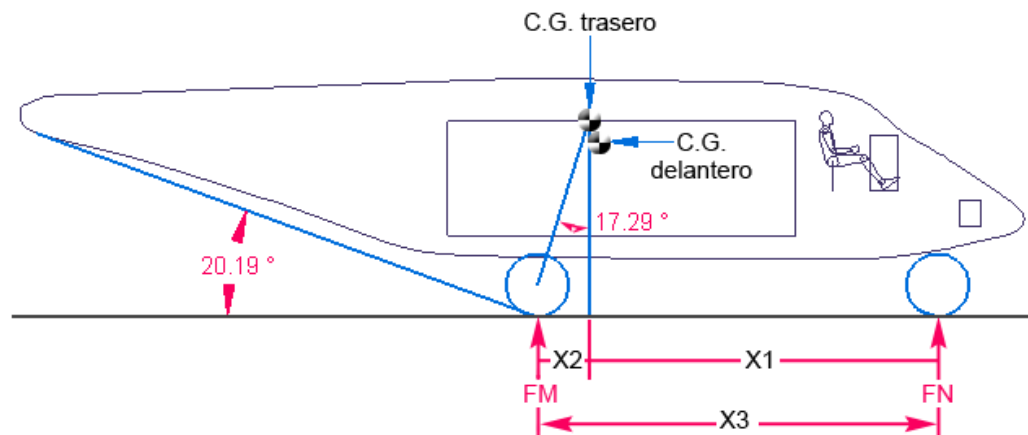
Se desea la aeronave sea capaz de aterrizar con el peso máximo al despegue previendo posibles situaciones adversas.

9.1 POSICIÓN LONGITUDINAL DEL TREN DE ATERRIZAJE

Al utilizarse un tren de aterrizaje con tren de nariz en lugar del tren convencional, la ubicación longitudinal se realiza de manera tal que el tren principal quede por detrás del centro de gravedad más atrasado para evitar que la aeronave se fuera a levantar y apoyar sobre la estructura de la cola.

Currey sugiere utilizar un ángulo entre el c.g. más atrasado y el tren principal de al menos 15° , y que del tren principal a la estructura más atrasada del fuselaje exista al entre 12 y 15° mínimo para evitar que la aeronave durante la fase de rotación golpee la estructura¹²⁶, pero este valor puede variar en función de la configuración de la aeronave, por lo que finalmente se propone la disposición que se ve en el gráfico 9.1.

Gráfica 9.1. Posición longitudinal del tren de aterrizaje



Fuente: Autora

¹²⁶ CURREY, Norman, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. Ohio: AIAA, 1988. p.26

La bibliografía recomienda una distribución de carga de manera tal que el tren principal cargue aproximadamente del 85 al 95% del peso máximo, mientras el tren de nariz cargue aproximadamente del 5 al 15% ¹²⁷. Tomando un valor medio de 10% para el tren de nariz se determinó X_3 utilizando la ecuación 9.1.

Ecuación 9.1. Fuerza sobre el tren de nariz ¹²⁸

$$F_N = \frac{W_{TO} X_2}{X_3}$$

Donde

F_N	Fuerza en el tren de nariz	lb
X_2	Distancia entre el c.g. más atrasado y el tren principal	ft
X_3	Distancia entre el tren principal y el tren de nariz	ft

$$X_3 = \frac{19000 * 2.488298 \text{ ft}}{0.1 * 19000} = 24.88298 \text{ ft}$$

Con 24.88 ft el tren de nariz quedaría 1.22 ft por delante del radomo del radar, por lo que no se puede dejar el tren en dicha posición, se debió cambiar la ubicación de manera que se pudiera anclar al frame del fuselaje tal cual se ven en el gráfico 9.1 y de esta manera calcular la cantidad de carga que debe soportar cada tren.

Utilizando las distancias y proporciones del gráfico 9.1 como guía, queda de la siguiente manera.

$$F_N = \frac{19000 * 2.488298 \text{ ft}}{19.736266 \text{ ft}} = 2395,47 \text{ lb}$$

El tren de nariz estaría soportando 12.6% del peso máximo lo cual está dentro de los rangos recomendados por Raymer.

Con la ecuación 9.2 se determinó la carga que el tren principal debería soportar.

¹²⁷ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 266

¹²⁸ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999. p 446

Ecuación 9.2.Carga sobre el tren principal ¹²⁹

$$F_M = \frac{W_{TO} X_1}{X_3}$$

Donde

F_M	Fuerza sobre el tren principal	lb
X_1	Distancia entre el c.g. más atrasado y el tren de nariz	ft

$$F_M = \frac{19000 * 17.248597 \text{ ft}}{19.736266 \text{ ft}} = 16605,13407 \text{ lb}$$

Con lo que esas 16605 lb equivalen al 87.4% del peso máximo, viéndose que la distribución propuesta en el gráfico 9.1 da porcentajes de carga dentro de lo recomendado en la bibliografía.

9.2 DETERMINACIÓN DEL DIÁMETRO DE LAS RUEDAS DEL TREN DE ATERRIZAJE

Una vez determinada la posición longitudinal del tren se procedió a determinar el diámetro y el ancho que podrían tener las llantas del tren de aterrizaje con las ecuaciones 9.3 y 9.4 respectivamente.

Ecuación 9.3. Determinación de diámetro de las ruedas de tren ¹³⁰

$$Diametro = A \left(\frac{F_{M,N}}{2} \right)^B$$

Ecuación 9.4. Determinación de ancho ruedas de tren ¹³¹

$$Ancho = A \left(\frac{F_{M,N}}{2} \right)^B$$

¹²⁹ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999. P 446

¹³⁰ Ibid. p 447

¹³¹ Ibid. p. 447

Donde A y B son constantes determinadas estadísticamente, dichos valores se recogen en la tabla 9.1.

Tabla 9.1. Diámetro y ancho de ruedas de tren de aterrizaje para aeronaves de transporte

Aeronave	Diámetro		Ancho	
	A	B	A	B
Transporte / Bombarderos	1.63	0.315	0.1043	0.48

Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. p. 266

9.2.1 Dimensiones tren principal

Se conoce que el tren principal soporta 16605 lb, por lo que cada llanta estará soportando 8302.5 lb, utilizando las ecuaciones 9.3 y 9.4.

$$Diametro = 1.63 \left(\frac{16605.13407}{2} \right)^{0.315} = 27.97 \text{ in}$$

$$Ancho = 0.1043 \left(\frac{16605.13407}{2} \right)^{0.48} = 7.93 \text{ in}$$

9.2.2 Dimensiones tren de nariz

De igual manera se utilizaron las ecuaciones 9.3 y 9.4 para el dimensionamiento del tren de nariz.

$$Diametro = 1.63 (2395.47)^{0.315} = 18.91 \text{ in}$$

$$Ancho = 0.1043(2395.47)^{0.48} = 4.36 \text{ in}$$

Una vez determinado un posible valor de diámetro y el ancho tanto para el tren de nariz como para el tren principal se debió recurrir a los catálogos comerciales para definir las llantas que se utilizaran en la aeronave Grizzly.

9.2.3 Selección de llantas comerciales

Dado que la aeronave es de tren fijo y conociendo la carga que tiene que soportar cada llanta se procedió a seleccionar las llantas que soportaran ambas condiciones a través del catálogo comercial de llantas para aviación de Michelin.

La tabla 9.2 muestre las llantas seleccionadas.

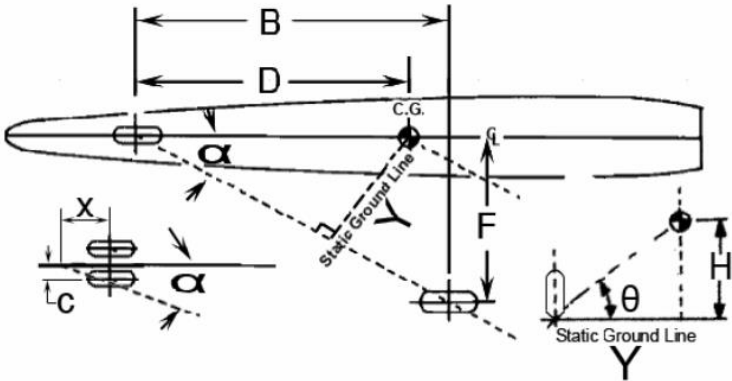
Tabla 9.2. Selección de llantas comerciales

Tren	Descripción			Aplicación			Dimensiones	
	M (Diámetro in)	N (Ancho in)	D (Diámetro del Rin, in)	Tipo	Velocidad (mph)	Carga máxima (lb)	Diámetro (in)	Ancho (in)
Nariz ¹³²	27.5	8.9	- 12.5	VII	275	4300	27.70	9.0
Principal ¹³³	30	8.8	- 16	VII	250	10200	30.30	8.90

9.3 DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN LATERAL DEL TREN DE ATERRIZAJE

Para facilitar el rodaje en tierra y evitar que la aeronave sufra un volcamiento por giros a alta velocidad se debe realizar un posicionamiento lateral de manera tal que el taxeo se pueda realizar fácilmente pero que no exista riesgo de volcamiento. Se utilizó la gráfica 9.2 como guía.

Gráfica 9.2. Determinación posición lateral del tren de aterrizaje



Fuente: Modificado por la autora ¹³⁴ ¹³⁵

¹³² MICHELLIN. Aircraft tire data. Estados Unidos: Michellin. p. 39

¹³³ Ibid. p. 41

¹³⁴ CURREY, Norman, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. Ohio: AIAA, 1988. p.86

¹³⁵ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. p. 265

Currey da por referencia que el Overturn Angle debe ser inferior a 63° ¹³⁶, más allá de este valor se presentan problemas durante el taxeo y la carrera de despegue, de manera contraria si es mucho menor que este valor lo más probable es que la aeronave se voltee en un giro.

Asumiendo una trocha (2*Y) de 16 ft se calculó el Overturn Angle a través de la ecuación 9.5.

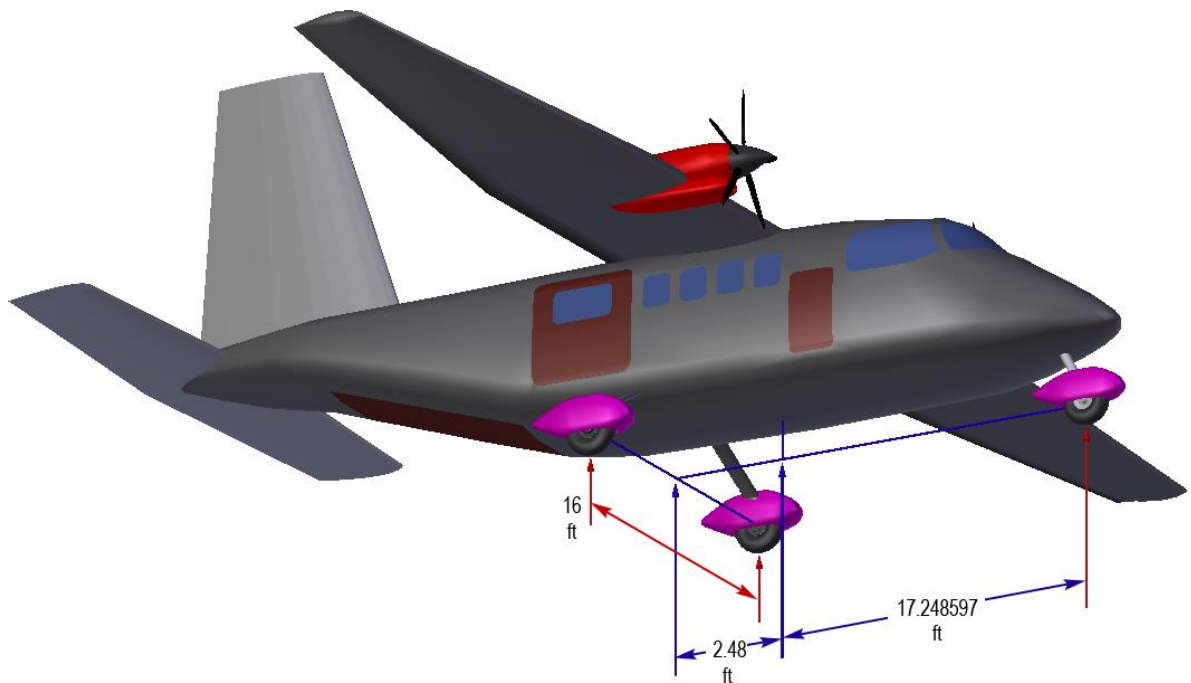
Ecuación 9.5. Relación geometría de overturn angle

$$\text{Overturn Angle} = \tan^{-1} \left(\frac{H}{\text{Static Ground Line}} \right)$$

$$\text{Overturn Angle} = \tan^{-1} \left(\frac{9.535516 \text{ ft}}{8 \text{ ft}} \right) = 50.0^{\circ}$$

Finalmente el tren de aterrizaje quedó como se muestra en el gráfico 9.3.

Gráfica 9.3. Determinación posición lateral del tren de aterrizaje



Fuente: Autora

¹³⁶ CURREY, Norman, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. Ohio: AIAA, 1988. p. 37cia

10. ESTABILIDAD ESTÁTICA

La estabilidad estática positiva se entiende como la tendencia que tiene la aeronave a retornar a su posición de equilibrio luego de ser perturbada y sacada de su actitud normal de vuelo.

Dado que se trata de una aeronave de carga y transporte se desea tener un margen estático de mínimo 10 % para cualquier condición de c.g. de manera tal que la aeronave siempre sea controlable sin importar la configuración en la que se encuentre.

10.1 POSICIÓN MÁXIMA DEL NEUTRAL POINT

Dado que se conoce la posición más atrasada del centro de gravedad y se conoce el margen estático se calculó la posición del punto neutro con la ecuación 10.1.

Ecuación 10.1. Posición máxima del punto neutro ¹³⁷

$$SM = \bar{X}_{np} - \bar{X}_{c.g.}$$

Donde

SM	Margen estático	-
\bar{X}_{np}	Punto neutro en porcentaje de MAC	-
$\bar{X}_{c.g.}$	Posición del centro de gravedad en porcentaje de MAC	-

Gracias al numeral 6.4 se conoce que el $\bar{X}_{c.g.}$ corre desde el 78,65% hasta el 85,05% por lo que el punto neutro en porcentaje de MAC quedo determinado de la siguiente manera.

$$\bar{X}_{np} = SM + \bar{X}_{c.g.af} = 0.1 + 0,7865 = 0.8865$$

$$\bar{X}_{np} = SM + \bar{X}_{c.g.fwd} = 0.1 + 0,8505 = 0.9505$$

Por lo que la posición del punto neutro se determinó con la ecuación 10.2.

Ecuación 10.2. Posición punto neutro

$$X_{np} = (\bar{X}_{np} * MAC) + \text{Distancia al datum line}$$

¹³⁷ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 473

$$X_{np} = (0.8865 * 7.8841) + 10.802265 = 17.79151965 \text{ ft}$$

10.2 $C_{L\alpha}$ DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Se necesita conocer la pendiente de lift el estabilizador horizontal, la cual se realiza con la ecuación 10.3 con los datos propios del estabilizador horizontal.

Ecuación 10.3. Pendiente de lift del estabilizador horizontal ¹³⁸

$$a_{HT} = \frac{a_0 * \cos \Lambda}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0 * \cos \Lambda}{\pi AR} \right)^2} + \frac{a_0 * \cos \Lambda}{\pi AR}}$$

a_{HT}	Pendiente de lift del estabilizador horizontal	Grados/ C_L
a_0	Pendiente de lift del perfil del estabilizador horizontal	Grados/ C_L
Λ	Ángulo en c/4	Grados

Tanto para el estabilizador horizontal como para el vertical se desea utilizar un perfil Naca 0012-64 dado que son los que presentan la misma pendiente de lift que los de 9% de espesor y al más grueso dará mejores resultados estructurales.

Para determinar la pendiente de lift del perfil se utilizó de nuevo la ecuación 8.2.

$$\alpha_t = \frac{1.2 - (-0.8)}{12 - (-8)} = 0.1$$

Con lo cual se pudo proceder a determinar la pendiente de lift del estabilizador horizontal

El primer punto es determinar la pendiente de lift del perfil.

$$a_{HT} = \frac{0.1 * \cos 1.83774}{\sqrt{1 + \left(\frac{0.1 * \cos 1.83774}{\pi * 5.5} \right)^2} + \frac{0.1 * \cos 1.83774}{\pi * 5.5}}$$

¹³⁸ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999. p. 91

$$a_{HT} = 0.09937$$

10.3 POSICIÓN DEL CENTRO AERODINÁMICO

Se conoce que el a.c. queda en el 26% del perfil, y con la ecuación 10.4 se determinó la posición del a.c. del ala.

Ecuación 10.4. Posición del centro aerodinámico del ala¹³⁹

$$x_{a.c. wings} = \bar{Y}_{MAC} * \tan \Lambda_{LE wing} + 0,26 \bar{C}_{wing}$$

Donde

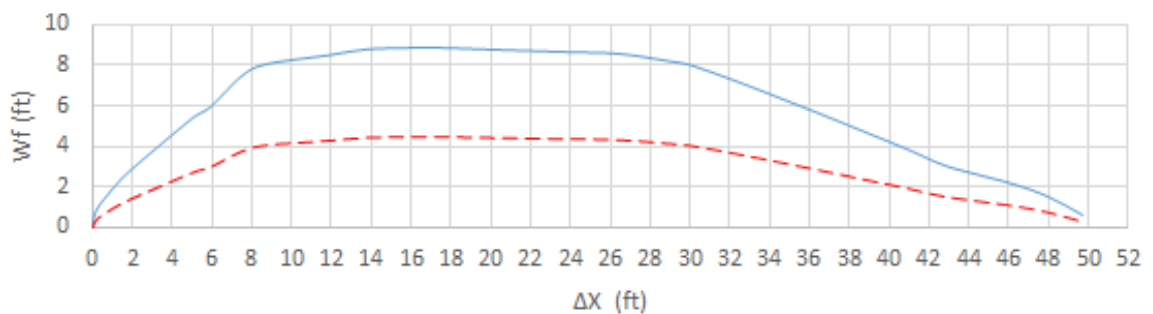
$x_{a.c. wings}$	Posición del centro aerodinámico del ala	ft
\bar{Y}_{MAC}	Posición del MAC	ft
$\Lambda_{LE wing}$	Ángulo del estabilizador horizontal en el borde de ataque	°
\bar{C}_{wing}	MAC del ala	ft

$$x_{a.c. wings} = 17.006 * \tan(3.21) + 0,26(7.8841) = 3.003 ft$$

10.4 C_{m_0} y C_{m_α} DEL FUSELAJE

Ahora se debe determinar el coeficiente de momento cero y el coeficiente de momento alpha del fuselaje. Para ello se debe medir la altura de cada sección del fuselaje, lo cual se muestra en el gráfico 10.1.

Gráfica 10.1. Dimensiones de los segmentos de la aeronave – Vista lateral



Fuente: Autora

¹³⁹ BRANDT, Steve, RANDALL Stiles, BERTIN, Jhon y WHITFORD, Ray. Introduction to Aeronautics A Design Perspective. Virginia: AIAA, 2004.p. 302

La tabla 10.1 recoge las dimensiones de la altura de cada sección del fuselaje y su posición, adicionalmente la suma entre el ángulo de cero lift de las alas y el ángulo de incidencia del fuselaje, el cual se dejó en 0°.

Tabla 10.1. Dimensiones de segmentos de la aeronave

Estación	Δx [ft]	wf [ft]	$\alpha_{0w} + i_f$	$(wf^2)^* [\alpha_{0w} + i_f] \Delta x$
1	0	0	-1.45	0
2	0.01968498	0.12795237	-1.45	-0.0004673
3	0.07545909	0.5905494	-1.45	-0.03815856
4	0.21653478	1.03674228	-1.45	-0.33747164
5	0.31824051	1.4435652	-1.45	-0.96160402
6	0.81364584	2.37860175	-1.45	-6.67493251
7	1.15485216	3.40222071	-1.45	-19.382927
8	2.4606225	5.41993116	-1.45	-104.809472
9	0.84317331	5.92517898	-1.45	-42.9227758
10	1.56167508	7.45404576	-1.45	-125.818004
11	1.2467154	8.06099931	-1.45	-117.466247
12	3.0183636	8.49078804	-1.45	-315.526294
13	2.38188258	8.82215187	-1.45	-268.805042
14	3.43502901	8.86808349	-1.45	-391.703956
15	1.80773733	8.80902855	-1.45	-203.403941
16	4.39303137	8.66467203	-1.45	-478.229722
17	2.68371894	8.57608962	-1.45	-286.209243
18	2.57873238	8.19879417	-1.45	-251.347311
19	1.19422212	7.96257441	-1.45	-109.789327
20	3.85497525	6.56822166	-1.45	-241.148851
21	6.43698846	4.02885924	-1.45	-151.500798
22	2.3621976	3.03148692	-1.45	-31.4771659
23	3.18568593	2.18831361	-1.45	-22.1202526
24	1.92584721	1.52230512	-1.45	-6.47132553
25	1.74540156	0.60039189	-1.45	-0.91229017
Σ	49.71441699		-36.25	-3177.057579

Fuente: Autora

El coeficiente de momento cero del fuselaje se calcula con la ecuación 10.5.

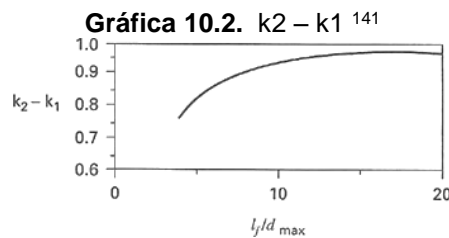
Ecuación 10.5. Coeficiente de momento cero de fuselaje ¹⁴⁰

$$C_{m_{0f}} = \frac{k_2 - k_1}{36,5 * S * \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) \Delta x$$

Donde

$C_{m_{0f}}$	Coeficiente de momento cero del fuselaje	-
$k_2 - k_1$	Sale de la gráfica 10.2	-
$w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) \Delta x$	Sale de la tabla 10.1	-

El factor $k_2 - k_1$ sale de la gráfica 10.2.



NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1989 p. 54

El término $\frac{l_f}{d_{max}}$ se obtiene de la ecuación 10.6.

Ecuación 10.6. Relación de la longitud del fuselaje al diámetro máximo ¹⁴²

$$\frac{l_f}{d_{max}} = \frac{\text{longitud fuselaje}}{\text{diámetro maximo}}$$

$$\frac{l_f}{d_{max}} = \frac{49.71441699}{8.530158} = 5.828076923$$

Por lo que finalmente el coeficiente de momento cero del fuselaje queda de la siguiente manera.

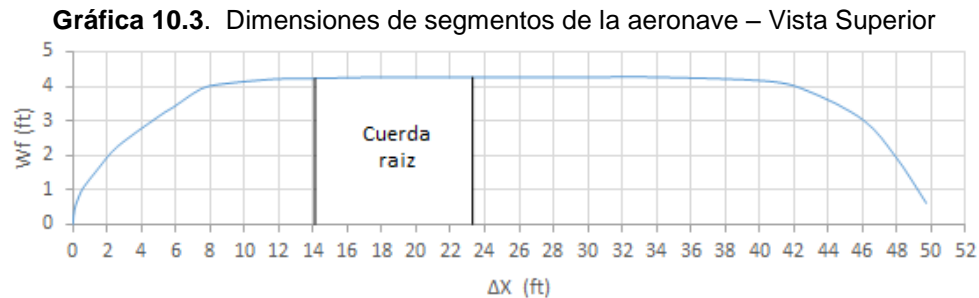
$$C_{m_{0f}} = \frac{0.864092057}{36.5 * 580 * 7.8841} * (-3177.057579) = -0.01644796$$

¹⁴⁰ NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1989. p. 53

¹⁴¹ Ibid, p. 54

¹⁴² Ibid, p. 54

Ahora para determinar el C_{m_α} se realiza la medición del ancho del fuselaje y su ubicación a lo largo del fuselaje. Dichos valores se listan en la tabla 10.2 y se ilustran en la gráfica 10.3.



Fuente: Autora

Tabla 10.2. Dimensionamiento superior y downwash del fuselaje

	Δx [ft]	wf [ft]	ξ - Dist al centroide	ξ/Cr	$\xi/lh * (1 -$ $dc/d\alpha)$	$d\epsilon_\mu/d\alpha$	wf^2 [$d\epsilon_\mu/d\alpha$] Δx
1	0.01968492	0.17716482	14.0583566	1.53097778		1.10478143	0.0006826
2	0.07545886	0.8202075	13.8779109	1.51132696		1.10584789	0.05613751
3	0.21653413	1.49605848	13.5924787	1.48024293		1.10768742	0.53683487
4	0.31823955	2.14238199	13.0248951	1.41843215		1.11202535	1.62428658
5	0.81364339	3.17584344	11.9520637	1.30159908		1.12360184	9.22071737
6	1.15484868	4.50457959	9.97700403	1.08651188		1.16113332	27.2091954
7	2.46061508	6.29591277	8.48750721	0.92430327		1.20528532	117.557665
8	0.84317077	6.81756474	7.26703845	0.79139225		1.2514356	49.0436276
9	1.56167037	7.84774536	5.95142562	0.64811988		1.31305952	126.288437
10	1.24671164	8.13317757	3.90090687	0.42481507		1.45964217	120.374065
11	3.0183545	8.41860978	1.22046876	0.13291102		1.95295195	417.775111
12	0.38057628	8.530158	0.19356897		0.00650377	0.00650377	0.180103
13	2.68371894	8.530158	1.9028814		0.06393535	0.06393535	12.4851062
14	2.57873238	8.530158	4.36678473		0.14672061	0.14672061	27.5303381
15	1.19422212	8.530158	6.24341949		0.20977409	0.20977409	18.2285077
16	3.85497525	8.530158	8.87792598		0.29829149	0.29829149	83.6713164
17	6.43698846	8.29721907	14.0616374		0.4724602	0.4724602	209.369336
18	2.3621976	7.71323133	18.2053257		0.61168494	0.61168494	85.964022
19	3.18568593	6.04656969	20.6987565		0.6954623	0.6954623	81.001801
20	1.92584721	3.86481774	23.4382495		0.78750716	0.78750716	22.6534512
21	1.74540156	1.22703042	25.4034667		0.85353694	0.85353694	2.24299519
						Σ	1413.0137

Fuente: Autora

La tasa de cambio del downwash con respecto al ángulo de ataque se calculó con la ecuación 10.7.

Ecuación 10.7. Tasa de cambio del downwash con respecto al ángulo de ataque¹⁴³

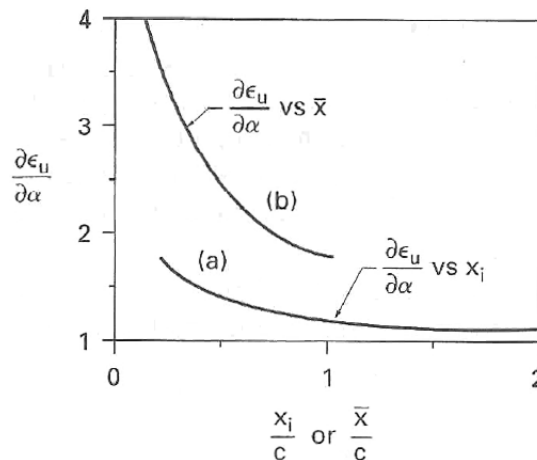
$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} = \frac{2C_{L\alpha} w}{\pi AR_w}$$

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha_w}$ Tasa de cambio del downwash con respecto al ángulo de ataque -

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} = \frac{2 * 4,5037}{\pi * 10.5} = 0.2730$$

El $\frac{d\varepsilon_\mu}{d\alpha_w}$ se calcula de maneras diferentes para la parte por el frente del ala y por detrás de la misma, upwash y downwash respectivamente. La primera se calcula con base a la curva (a) de la gráfica 10.4.

Gráfica 10.4. Variación del ángulo local del flujo a lo largo del fuselaje



Fuente: NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1989. p.55

El cambio de flujo local con respecto al ángulo de ataque se calculó con base a la ecuación 10.8.

¹⁴³ NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1989. p. 48

Ecuación 10.8. Cambio de flujo local con respecto al ángulo de ataque ¹⁴⁴

$$\frac{d\varepsilon_\mu}{d\alpha_w} = \frac{x_i}{l_h} \left[1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} \right]$$

Donde

$\frac{d\varepsilon_\mu}{d\alpha_w}$	Cambio de flujo local con respecto al ángulo de ataque	
x_i	Distancia desde el final de la cuerda de raíz hasta el centroide de la sección.	ft
l_h	Distancia desde el final de la cuerda de raíz hasta a.c del HT (21.6374 ft)	ft

Por lo que el $C_{m_{\alpha f}}$ se calcula con la ecuación 10.9.

Ecuación 10.9. Coeficiente de momento alpha del fuselaje ¹⁴⁵

$$C_{m_{\alpha f}} = \frac{1}{36,5 S \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} \Delta x$$

Donde

$w_f^2 \frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} \Delta x$	Sale de la tabla 10.2
---	-----------------------

Con lo que el coeficiente de momento alpha del fuselaje queda:

$$C_{m_{\alpha f}} = \frac{1413.0137}{36,5 (580)(7.8841)} = 0.00846590 * \frac{180}{\pi} = 0.485060625 \text{ rad}^{-1}$$

Una vez caracterizado el fuselaje se pasó a terminar de dimensionar el ala.

¹⁴⁴ NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1989. p.55

¹⁴⁵ Ibid, p.49

10.5 C_{m_0w} y C_{m_α} DEL ALA

Se conoce el coeficiente de momento del perfil y en general del ala, pero se debe calcular los efectos que sobre ella tiene el centro de gravedad, lo cual se hace con la ecuación 10.10.

Ecuación 10.10. C_{m_0w} del ala ¹⁴⁶

$$C_{m_0w} = C_{m_{acw}} + [C_{L\alpha w} |\alpha_0|] \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Donde

C_{m_0w}	Coeficiente de momento cero del ala	-
$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	Posición del c.g. en términos del MAC	-
$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	Posición del a.c. en términos del MAC	-

$$C_{m_0w} = -0,03 + \left[\frac{4,5037 \text{ rad}^{-1} |1,45|}{180/\pi} \right] (0,7865 - 0,26)$$

$$C_{m_0w} = -0,03 + 0,011638001 = -0,01836$$

Posteriormente se calculó el coeficiente de momento alpha del ala con la ecuación 10.11.

Ecuación 10.11. $C_{m_\alpha w}$ del ala ¹⁴⁷

$$C_{m_\alpha w} = C_{L\alpha w} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Donde

$C_{m_\alpha w}$ Coeficiente de momento alpha del ala

$$C_{m_\alpha w} = 4,5037 \text{ rad}^{-1} (0,7865 - 0,26) = 2,3711 \text{ rad}^{-1}$$

¹⁴⁶ NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1989. p. 46

¹⁴⁷ Ibid. p.48

10.6 UPWASH Y DOWNWASH

Ya determinado la tasa de cambio del downwash con el ángulo de ataque se debe calcular las derivadas del ángulo de ataque para upwash y downwash, con las ecuaciones 10.12 y 10.13 respectivamente

Ecuación 10.12. Derivadas del ángulo de ataque para upwash ¹⁴⁸

$$\frac{\partial \alpha_u}{\partial \alpha} = 1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$$

Donde

$\partial \alpha_u$ Derivadas del ángulo de ataque para upwash -

$$\frac{\partial \alpha_u}{\partial \alpha} = 1 + 0.2730 = 1.273$$

Ecuación 10.13. Derivadas del ángulo de ataque para downwash ¹⁴⁹

$$\frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$$

Donde

$\partial \alpha_h$ Derivadas del ángulo de ataque para downwash -

$$\frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} = 1 - 0.2730 = 0.727$$

¹⁴⁸ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 481

¹⁴⁹ Ibid. p. 481

10.7 DETERMINACIÓN DEL ÁREA DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Ya habiendo caracterizados los coeficientes de momento tanto del ala como del fuselaje y el comportamiento del downwash junto con las derivadas del ángulo de ataque se puede calcular el área del estabilizador horizontal necesaria para compensar la aeronave.

La distancia desde la nariz de la aeronave al borde de ataque de la cuerda de raíz es de 14.102068 ft. Por lo que se puede calcular la posición del centro aerodinámico del grupo conformado por el ala y el fuselaje utilizando la ecuación 10.14.

Ecuación 10.14. Posición del a.c. del grupo ala - fuselaje¹⁵⁰

$$X_{a.c. \text{ wing} + \text{ fuselaje}} = X_{a.c. \text{ wing}} - \frac{l_f w_f^2 \left[0,005 + 0,111 \left(\frac{l_{a.c. \text{ wing}}}{l_f} \right)^2 \right]}{S_w C_{L_{\alpha \text{ wing}}}}$$

Donde

$X_{a.c. \text{ wing} + \text{ fuselaje}}$ Posición del a.c. del grupo ala - fuselaje
 $X_{a.c. \text{ wing}}$ Posición del a.c. del ala

$$X_{a.c. \text{ wing} + \text{ fuselaje}} = 3,003 - \frac{48,644232 * 8,530158^2 \left[0,005 + 0,111 \left(\frac{14,102068}{48,644232} \right)^2 \right]}{580 * 0,0786} = 1,89$$

La posición del a.c. del grupo ala - fuselaje con respecto al MAC se calcula con la ecuación 10.15.

Ecuación 10.15. Posición del a.c. del grupo ala - fuselaje en términos de MAC¹⁵¹

$$\bar{X}_{a.c. \text{ wing} + \text{ fuselaje}} = \frac{X_{a.c. \text{ wing} + \text{ fuselaje}} - \bar{Y}(\tan \Lambda_{LE})}{\bar{c}}$$

Donde

$\bar{X}_{a.c. \text{ wing} + \text{ fuselaje}}$ Posición del a.c. del grupo ala – fuselaje en términos de MAC

¹⁵⁰ BRANDT, Steve, RANDALL Stiles, BERTIN, Jhon y WHITFORD, Ray. Introduction to Aeronautics A Design Perspective. Virginia: AIAA, 2004.p., 205

¹⁵¹ Ibid.p.211

$$\bar{X}_{a.c. wing + fuselaje} = \frac{1,89 ft - 17,006(\tan 3,21)}{7,8841 ft} = 0,1187$$

Ya determinada la posición del centro aerodinámico en términos de MAC nos podemos devolver y modificar la ecuación 10.16 que calcula en punto neutro en términos de MAC para calcular el área del estabilizador horizontal.

Ecuación 10.16. Punto neutro en términos de estabilizador horizontal ¹⁵²

$$\bar{X}_{n.p.} = \bar{X}_{a.c. wing + fuselaje} + V_H \frac{C_{L\alpha tail}}{C_{L\alpha}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)$$

Utilizando la ecuación 6.1 y despejando en términos de coeficiente de volumen, ecuación 10.17, la podemos reemplazar en la ecuación 10.16 para finalmente obtener la ecuación 10.18 con la cual podemos calcular el Área necesaria para el estabilizador horizontal

Ecuación 10.17. Coeficiente de volumen para el estabilizador horizontal ¹⁵³

$$c_{HT} \equiv V_H = \frac{S_{HT} L_{HT}}{\bar{c}_w S_w}$$

Por lo que finalmente el área necesaria para compensar la aeronave en la condición más desfavorable de centro de gravedad fue determinada por la ecuación 10.18.

Ecuación 10.18. Área necesaria para compensar la aeronave ¹⁵⁴

$$S_{HT} = \frac{\bar{X}_{n.p.} - \bar{X}_{a.c. wing + fuselaje}}{\frac{L_{HT}}{\bar{c}_w S_w} \frac{C_{L\alpha tail}}{C_{L\alpha}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)}$$

¹⁵² BRANDT, Steve, RANDALL Stiles, BERTIN, Jhon y WHITFORD, Ray. Introduction to Aeronautics A Design Perspective. Virginia: AIAA, 2004.p.206

¹⁵³ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 121

¹⁵⁴ BRANDT, Steve, RANDALL Stiles, BERTIN, Jhon y WHITFORD, Ray. Introduction to Aeronautics A Design Perspective. Virginia: AIAA, 2004.p.212

$$S_{HT} = \frac{0.8865 - 0.1187}{\frac{28.5}{7.8841 * 580} \frac{0.09937}{0.0786} (1 - 0.2730)} = 134.034$$

Dio un área inferior a la que se tenía por aproximadamente 24 ft².

Lo que utilizando la ecuación 10.17 da el siguiente coeficiente de volumen:

Ecuación 10.17. Coeficiente de volumen

$$V_H = \frac{134.034 * 28.5}{7.8841 * 580} = 0.8351$$

10.7.1 DIMENSIONAMIENTO DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Una vez conocida el área mínima necesaria se decide redondear el área obtenida a 137 ft² para poder realizar un wingtip y que el área perdida por redondeos no vaya a ser inferior al área mínima calculada por estabilidad y control.

Se procedió a determinar la geometría del estabilizador horizontal respetando la relación de aspecto, taperado y ángulos para no variar la pendiente de lift, utilizando las ecuaciones 6.2 a 6.6.

Retomando ecuaciones:

Ecuación 6.2.	Envergadura de estabilizador horizontal
Ecuación 6.3.	Cuerda de raíz estabilizador horizontal
Ecuación 6.4.	Cuerda de punta estabilizador horizontal
Ecuación 6.5.	Cuerda media aerodinámica estabilizador horizontal
Ecuación 6.6.	Ubicación de MAC estabilizador horizontal

Envergadura.

$$b_{ht} = \sqrt{137 * 5.5} = 27.44995446 \text{ ft}$$

Cuerda de raíz y de punta.

$$Cr_{ht} = \frac{2 * 137}{27.44995446 (1 + 0.7)} = 5.8871648013 \text{ ft}$$

$$Ct_{ht} = 5.8871648013 * 0.7 = 4.110153609 \text{ ft}$$

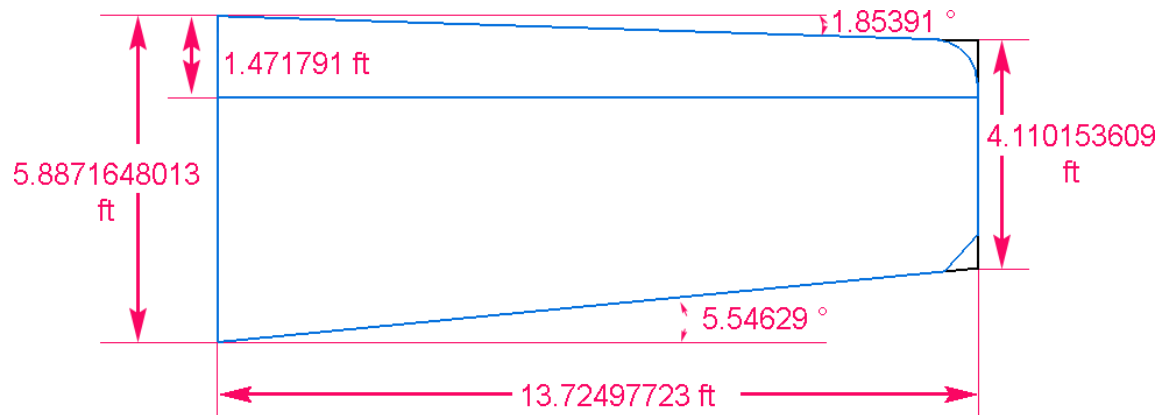
MAC y posición.

$$\bar{C}_{ht} = \frac{2}{3} (5.8871648013) \frac{1 + 0.7 + 0.7^2}{1 + 0.7} = 5.0056035653 \text{ ft}$$

$$\bar{Y}_{ht} = \frac{27.44995446}{6} \left[\frac{1 + 2(0.7)}{1 + 0.7} \right] = 6.458812814 \text{ ft}$$

Por lo que el estabilizador horizontal queda como se ve en el gráfico 10.5.

Gráfica 10.5. Dimensionamiento del estabilizador horizontal



Fuente: Autora

10.8 DIMENSIONAMIENTO ESTABILIZADOR VERTICAL PARA SPIN

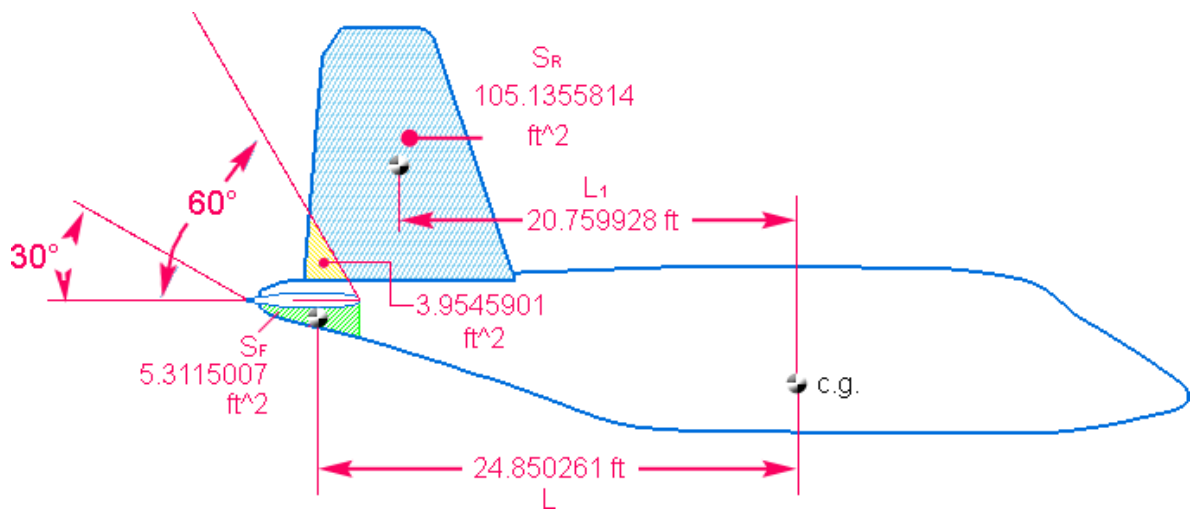
El momento de posición el estabilizador vertical se dejó por enfrente del estabilizador horizontal de manera tal que en caso de pérdida este estabilizador le haga la menor cantidad de sombra posible.

El gráfico 10.6. muestra las distancias desde el centro de gravedad más atrasado al a.c. de los estabilizadores tanto horizontales como verticales y las áreas.

Desde el estabilizador horizontal se hacen dos proyecciones, la primera desde el borde de ataque con un ángulo de 60° y otra desde el borde de salida con un ángulo de 30° ¹⁵⁵. Se ve que el estabilizador horizontal solamente le hace sombra a 3.95 ft^2 del estabilizador vertical, y debajo del estabilizador horizontal hay 5.31 ft^2 que sirven para ayudar a recuperar la aeronave en caso de spin.

Se debe calcular el poder de amortiguación del empenaje vertical, con ello se mira si el estabilizador es capaz de recuperar el control de la aeronave en un spin.

Gráfica 10.6. Poder de amortiguación del empenaje vertical



Fuente: Autora

¹⁵⁵ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p.512.

La tasa de amortiguación de la cola (TDR) para el c.g. más atrasado se calculó con la ecuación 10.19.

Ecuación 10.19. Tail damping ratio¹⁵⁶

$$TDR = \frac{S_F L^2}{S_w \left(\frac{b}{2}\right)^2}$$

Donde:

TDR Tail damping ratio, tasa de amortiguación de la cola.

S_F Sale del gráfico 10.6.

$$TDR = \frac{\left(5.3115007 \text{ ft}^2 * 144 \text{ in}^2/\text{ft}^2\right) \left(24.850261 * 12 \text{ in}/\text{ft}\right)^2}{\left(580 \text{ ft}^2 * 144 \text{ in}^2/\text{ft}^2\right) \left(\frac{78 \text{ ft} * 12 \text{ in}/\text{ft}}{2}\right)^2}$$

$$TDR = 0.003718107$$

Luego se calculó el coeficiente de volumen del rudder libre con la ecuación 10.20, el cual sale del área del gráfico 10.6.

Ecuación 10.20. Unshielded rudder volumen coefficient¹⁵⁷

$$URVC = \frac{S_{R_1} L_1}{S_w \left(\frac{b}{2}\right)}$$

Donde

URVC Coeficiente de volumen del rudder libre

¹⁵⁶ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p.513

¹⁵⁷ Ibid., p. 513

$$URVC = \frac{(105.1355814 * 144 \text{ in}^2/\text{ft}^2) (20.759928 * 12 \text{ in}/\text{ft})}{(580 \text{ ft}^2 * 144 \text{ in}^2/\text{ft}^2) \left(\frac{78 \text{ ft} * 12 \text{ in}/\text{ft}}{2} \right)}$$

$$URVC = 0.096490145$$

El poder de amortiguación del estabilizador se calcula con la ecuación 10.21 y debe ser superior al necesario por la gráfica 10.7.

Ecuación 10.21. Poder de amortiguación del estabilizador ¹⁵⁸

$$TDPF = (TDR)(URVC)$$

Donde

TDPF Poder de amortiguación del estabilizador (tail-damping power factor)

$$TDPF = 0.003718107 * 0.096490145 = 0.000358760683555515$$

Luego se calculó el parámetro de densidad relativa de la aeronave con la ecuación 10.22.

Ecuación 10.22. Parámetro de densidad relativa ¹⁵⁹

$$\mu = \frac{W/S}{\rho g b}$$

Donde

μ Parámetro de densidad relativa

$$\mu = \frac{\frac{19000}{580}}{0,0023769 * 32,2 * 78} = 5.487369719$$

¹⁵⁸ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, p. 513

¹⁵⁹ Ibid., p. 513

Se calculó el criterio de recuperación de spin con la ecuación con la ecuación 10.23.

Ecuación 10.23. Spin recovery criterion ¹⁶⁰

$$\text{Spin recovery criterion} = \left[\frac{I_{xx} - I_{yy}}{b^2 W/g} \right]$$

Donde

I_{xx}	Momento de inercia en el eje xx	$\text{slug} - \text{ft}^2$
I_{yy}	Momento de inercia en el eje yy	$\text{slug} - \text{ft}^2$

Los momentos de inercia de la aeronave en los ejes xx y yy se calculan con las ecuaciones 10.24 y 10.25 respectivamente.

Ecuación 10.24. Momento de inercia sobre el eje xx ¹⁶¹

$$I_{xx} = \frac{b^2 W \bar{R}_x^2}{4g}$$

Ecuación 10.25. Momento de inercia sobre el eje yy ¹⁶²

$$I_{yy} = \frac{\text{Longitud Fuselage}^2 W \bar{R}_y^2}{4g}$$

Donde

R_x y R_y	Son valores adimensionales del radio de giro tomados de la tabla 10.3. ¹⁶³
---------------	---

¹⁶⁰ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 512

¹⁶¹ Ibid. p. 502

¹⁶² Ibid. p. 502

¹⁶³ Ibid. p. 502

Tabla 10.3. Valores tomados para \bar{R}_x y \bar{R}_y

Aeronave	\bar{R}_x	\bar{R}_y
Bimotor turboprop	0.22	0.34
Jet de transporte con dos motores en las alas	0.25	0.38
Tomado	0.235	0.36

Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. p. 502

Por lo que finalmente los momentos de inercia quedan de la siguiente manera.

$$I_{xx} = \frac{(78)^2(19000)(0,235)^2}{4 * 32,2} = 49563.57997 \text{ slug} - ft^2$$

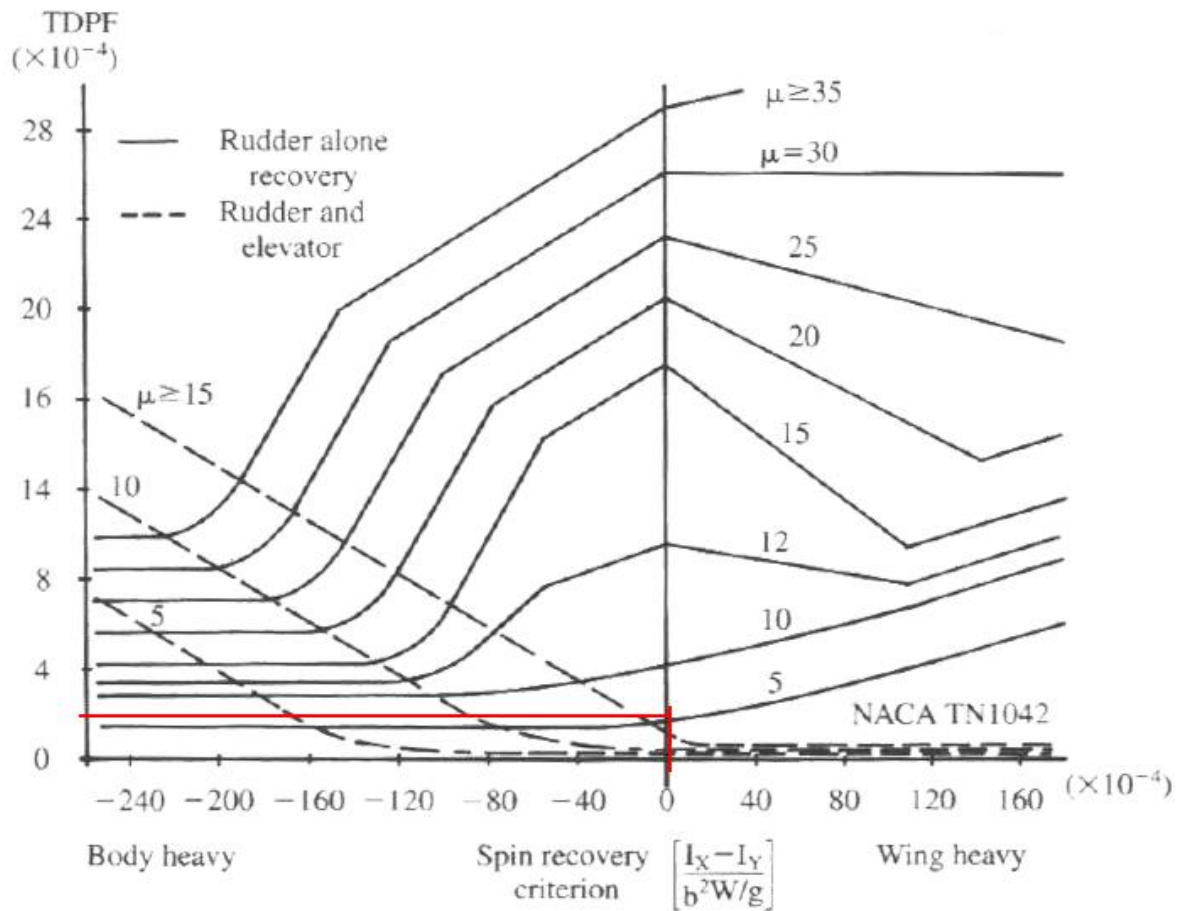
$$I_{yy} = \frac{(48.644232 \text{ ft})^2(19000)(0,36)^2}{4 * 32,2} = 45238.21306 \text{ slug} - ft^2$$

De manera tal que el criterio de recuperación del spin quedo:

$$Spin \text{ recovery criterion} = \left[\frac{49563.57997 - 45238.21306}{(78)^2 \left(\frac{19000}{32.2} \right)} \right] = 0.0012048$$

La gráfica 10.7 muestra el valor de TDPF que debe poseer la aeronave para poderse recuperar de un spin.

Gráfica 10.7. Valor de TDPF para recuperarse de un spin



RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, p.512

Se ve que se necesita un TDPF de entorno a 2×10^{-4} para poder recuperar la aeronave, y analíticamente se obtuvo que la aeronave tiene un TDPF de 3.58×10^{-4} , por lo que el empenaje es capaz de recuperar la aeronave de un spin.

11. DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA PARÁSITA

La resistencia parásita depende de la forma de la aeronave y la manera en la que los diferentes componentes interactúan con el flujo del aire y entre ellos. Por lo que se calculó la resistencia parásita para todos los componentes.

11.1 RESISTENCIA PARÁSITA DEL FUSELAJE

La resistencia parásita del fuselaje depende de la longitud del mismo, primero se calculó en número de Reynolds con la ecuación 8.1.

Ecuación 8.1. Número de reynolds para fuselaje

$$R = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{(0.0023769)(303.805)(48.644232)}{3.7373E-7} = 93989473.76$$

Posteriormente se calculó el coeficiente de forma con la ecuación 11.1.

Ecuación 11.1. Coeficiente de forma para flujo turbulento ¹⁶⁴

$$C_f = \frac{0.455}{(\log R)^{2.58} (1 + 0.144 * M^2)^{0.65}}$$

Donde

C_f Coeficiente de forma -

M Número de MACH en crucero -

$$C_f = \frac{0.455}{(\log 93989473.76)^{2.58} (1 + 0.144 * 0.27936932^2)^{0.65}} = 0.00213138$$

El factor de forma se calculó con la ecuación 11.2.

¹⁶⁴ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p 329

Ecuación 11.2. Factor de forma ¹⁶⁵

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}\right)$$

Donde

FF Factor de forma -

f Sale de la ecuación 11.3.

El termino f se calcula con la ecuación 11.3.

Ecuación 11.3. f para factor de forma ¹⁶⁶

$$f = \frac{l}{\sqrt[4]{\pi * AR}}$$

$$f = \frac{48.644232}{\sqrt[4]{\pi * 10.5}} = 13.3039$$

$$FF = \left(1 + \frac{60}{13.3039^3} + \frac{13.3039}{400}\right) = 1.058740625$$

Por lo que finalmente el coeficiente de drag parásito se calculó con la ecuación 11.4.

Ecuación 11.4. Coeficiente de drag parásito según FF¹⁶⁷

$$C_{DO fus} = \frac{C_f * FF * S_{wet}}{S}$$

Donde

$C_{DO fus}$ Es el coeficiente de drag parásito del fuselaje

S_{wet} Área húmeda del fuselaje medida por CAD ft²

¹⁶⁵ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p 331

¹⁶⁶ Ibid., p. 331

¹⁶⁷ Ibid., p. 331

$$C_{DO} = \frac{0.0022417250 * 1.058740625 * 1190.387}{580} = 0.0048711$$

11.2 RESISTENCIA PARÁSITA DE LAS ALAS

Se calculó el número de reynolds de las alas.

$$R = \frac{(0.0023769)(303.805)(7.8841)}{3.7373E - 7} = 56820993.47$$

Se utilizó la ecuación 11.1 para determinar el coeficiente de forma de las alas.

$$C_f = \frac{0.455}{(\log 56820993.47)^{2.58} (1 + 0.144 * 0.2793693^2)^{0.65}} = 0.0022898$$

El factor de forma de las alas se calculó con la ecuación 11.5.

Ecuación 11.5. Coeficiente de forma para alas ¹⁶⁸

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34M^{0.18} x (\cos \Lambda_m)^{0.28}]$$

Dónde

$(x/c)_m$:	Localización en el perfil del punto mayor espesor	ft
(t/c)	Relación espesor/cuerda	-
Λ_m	Ángulo de mayor espesor	Grados

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{0.39924} (0.165) + 100(0.165)^4 \right] [1.34(0.2793693)^{0.18} * (\cos 1.22)^{0.28}]$$

$$FF = 1.4081561$$

¹⁶⁸ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 331

Por lo que el coeficiente de drag parásito se determinó con la ecuación 11.4.

$$C_{Do} = \frac{0.0022898 * 1.4081561 * (2 * 518.00534)}{580} = 0.0057594$$

11.3 RESISTENCIA PARÁSITA DEL TREN DE ATERRIZAJE

Para determinar la resistencia parásita del tren de aterrizaje se midió el área frontal tanto del tren principal como del tren de nariz en el programa Solid Edge. Ambos trenes tienen cobertores aerodinámicos tanto para las ruedas como para el soporte.

El área medida se multiplica por un factor de componente, tabla 11.1, utilizando la ecuación 11.6, con lo que finalmente se obtiene el área que será utilizada para determinar el drag parásito.

Ecuación 11.6. Resistencia parásita de tren de aterrizaje

$$S = S_1 * D/q$$

Tabla 11.1. Drag de los componentes del tren ¹⁶⁹

Parte	D/q
	Área frontal
Llanta y neumático regular	0.13
Soporte con carenado	0.05

Para el tren de nariz se midió el área del soporte y área del neumático dando 289.4 in² y 110.53 in² respectivamente.

$$S_{rueda} = 59.04 in^2 * 1.2 = 347.28 in^2$$

$$S_{soporte} = 110.53 in^2 * 1.2 = 132.636 in^2$$

¹⁶⁹ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 331

$$\Sigma = 71.28 \text{ in}^2 + 65.66 \text{ in}^2 = 479.916 \text{ in}^2$$

El coeficiente de drag parásito se calculó con la ecuación 11.7.

Ecuación 11.7. Coeficiente de drag resultante de la sumatoria de áreas entre el área alar ¹⁷⁰

$$C_{Do} = \frac{\Sigma \text{Áreas}}{S_{wing}}$$

$$C_{Do} = \frac{479.916 \text{ in}^2 * 0.00694444 \text{ ft}^2 / \text{in}^2}{580 \text{ ft}^2} = 0.005746$$

Ya teniendo el drag parásito, es necesario multiplicarlo por 1.2 para hallar el drag por interferencia¹⁷¹.

$$\text{Drag por interferencia} = 0.005746 * 1.2 = 0.0068952$$

El mismo procedimiento se realizó para el tren principal.

Área del Soporte: $2 * 467.03 \text{ in}^2 = 934.06 \text{ in}^2$

Área del neumático: $2 * 99.61 \text{ in}^2 = 199.22 \text{ in}^2$

D/q de 0.05 dado que el anclaje es irregular

$$S_{rueda} = 199.22 \text{ in}^2 * 0.05 = 9.961 \text{ in}^2$$

$$S_{soporte} = 934.06 \text{ in}^2 * 0.05 = 46.703 \text{ in}^2$$

$$\Sigma = 56.664 \text{ in}^2$$

¹⁷⁰ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 331

¹⁷¹ Ibid. p. 331

$$C_{Do} = \frac{\Sigma \text{Áreas}}{S_{wing}} = \frac{56.664 \text{ in}^2 * 0.00694444 \text{ ft}^2 / \text{in}^2}{580 \text{ ft}^2} = 0.00067844$$

Ya teniendo el drag parásito, es necesario multiplicarlo por 1.2 para hallar el drag por interferencia

Drag por interferencia

$$\text{Drag por interferencia} = 0.00067844 * 1.2 = 0.000814128$$

Sumando los drag del tren de aterrizaje

$$C_{D \text{ landing gear}} = 0.0068952 + 0.000814128 = 0.0077093$$

11.4 RESISTENCIA PARÁSITA DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Para el estabilizador horizontal se siguió el mismo procedimiento que para las alas, por lo que primero se calculó su número de reynolds con la ecuación 8.1.

$$R = \frac{(0.0023769)(303.805)(5.0056035653)}{3.7373E - 7} = 9671733.433$$

Posteriormente se calculó el coeficiente de forma con la ecuación 11.1.

$$C_f = \frac{0.455}{(\log 10463574.58)^{2.58} (1 + 0.144 * 0.2793693^2)^{0.65}} = 0.002986258$$

El factor de forma se calculó con la ecuación 11.5.

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{0.399476} (0.12) + 100(0.12)^4 \right] [1.34(0.2793693)^{0.18} x (\cos 1.23)^{0.28}]$$

$$FF = 1.279151132$$

El coeficiente de drag parásito se calculó con la ecuación 11.4

$$C_{Do} = \frac{0.002986258 * 1.279151132 * 249.18}{580} = 0.0016410$$

11.5 RESISTENCIA PARÁSITA DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

Para el estabilizador vertical se siguió el mismo procedimiento que para las alas y el estabilizador horizontal, por lo que primero se calculó su número de reynolds con la ecuación 8.1.

$$R = \frac{(0.0023769)(303.805)(8.59865686)}{3.7373E - 7} = 16614163.7$$

Posteriormente se calculó el coeficiente de forma con la ecuación 11.1.

$$C_f = \frac{0.455}{(\log 10463574.58)^{2.58}(1 + 0.144 * 0.2793693^2)^{0.65}} = 0.00275268337$$

El factor de forma se calculó con la ecuación 11.5.

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{0.399476} (0.12) + 100(0.12)^4 \right] [1.34(0.2793693)^{0.18} x (\cos 13.43)^{0.28}]$$

$$FF = 1.269340913$$

El coeficiente de drag parásito se calculó con la ecuación 11.4

$$C_{Do} = \frac{0.002986258 * 1.269340913 * 238.06}{580} = 0.0015558$$

11.6 RESISTENCIA PARÁSITA DE LOS MOTORES

Primero se calculó su número de reynolds con la ecuación 8.1.

$$R = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{(0.0023769)(303.805)(8.251287)}{3.7373E-7} = 15945343.66$$

Posteriormente se calculó el coeficiente de forma con la ecuación 11.8.

Ecuación 11.8. Coeficiente de forma para flujo turbulento

$$C_f = \frac{0.455}{(\log R)^{2.58}(1 + 0.144 * M^2)^{0.65}}$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log 93989473.76)^{2.58}(1 + 0.144 * 0.2793693^2)^{0.65}} = 0.002770312$$

El factor de forma se calculó con la ecuación 11.9.

Ecuación 11.9. Factor de forma ¹⁷²

$$FF = \left(1 + \frac{0.35}{f}\right)$$

El termino f se calculó con la ecuación 11.10.

Ecuación 11.10. f para factor de forma ¹⁷³

$$f = \frac{l}{\sqrt{4/\pi * AR}}$$

Resolviendo para f

¹⁷² RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p 331

¹⁷³ Ibid. p 331

$$f = \frac{8.251287}{\sqrt[4]{\pi * 10.5}} = 2.256690415$$

$$FF = \left(1 + \frac{0.35}{2.256690415}\right) = 1.1550943$$

El coeficiente de drag parásito se calculó con la ecuación 11.4

$$C_{Do} = \frac{0.002770312 * 1.1550943 * S_{wet}}{580}$$

El área húmeda de los dos carenados es medida en Solid Edge dando un total de 56.38 ft².

$$C_{Do} = \frac{0.0022417250 * 1.058740625 * 56.38}{580} = 0.0023071$$

Por lo que finalmente el coeficiente de drag parásito de la aeronave se calcula en la tabla 11.2.

Tabla 11.2. Sumatoria de coeficientes de drag parásito para los elementos principales

ÍTEM	C _{Do}
Fuselaje	0.0048711
Alas	0.0057594
Tren de aterrizaje	0.0077093
Estabilizador Horizontal	0.0016410
Estabilizador Vertical	0.0015558
Carenado de los dos Motores	0.0023071
Sumatoria	0.0238437

Fuente: Autora

11.7 RESISTENCIA PARÁSITA EN DIFERENTES CONFIGURACIONES

Se determinó que para despegue se debe utilizar una configuración de flaps de 10° lo que dará el coeficiente de lift sin penalidades en coeficiente de drag parásito acorde a la tabla 11.3.

Por el gráfico 3.6 se determinó que para la fase de aterrizaje necesitara un coeficiente de lift máximo de aproximadamente 2.3, el cual se obtiene al utilizar los flaps a 35° .

De acuerdo a los valores calculados de coeficiente de lift y conociendo las necesidades de la aeronave para las diferentes fases se tiene la tabla 11.3. Resumiendo todos los incrementos de lift con su respectivo incremento de drag.

Tabla 11.3. Flaps, C_L , ΔC_{Di} , C_{D0} , ΔC_{D0} para despegue, crucero y aterrizaje

Ítem	FASE		
	Crucero	Despegue	Aterrizaje
Flaps	0°	10°	35°
C_L	0.4262	1.6753	2.3735
ΔC_{Di}	0	0.00207451	0.02053301
C_{D0}	0.0238437	0.0238437	0.0719437
ΔC_{D0}	0	0	0.04150538

Fuente: Autora

12. DETERMINACIÓN FINAL DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Dado que en capítulos anteriores se ha realizado el cálculo de las diferentes partes de la aeronave en este capítulo se pretende mirar la variación con respecto a las últimas modificaciones.

Primero se calculó peso del tren de aterrizaje con la ecuación 12.1.

Ecuación 12.1. Peso del tren de aterrizaje ¹⁷⁴

$$W_{L.G.} = 62,61 \left(\frac{W_{TO}}{1000} \right)^{0,84}$$

$$W_{L.G.} = 62,61 \left(\frac{19000}{1000} \right)^{0,84} = 742,67 \text{ lb}$$

Se ve que entre el valor calculado por Roskam y el valor obtenido por estadística no hay mayor diferencia, por lo que se decide conservar el valor anterior.

Luego se calculó el peso del estabilizador horizontal usando la ecuación 6.15.

$$W_{horizontal \ tail} = 0,0379 (1) \left(1 + \frac{6.8}{29.4788059} \right)^{-0,25} (17600)^{0,639} (6.6)^{0,10} (137)^{0,75} (28.5)^{-1,0} (0.3$$

$$* 28.5)^{0,704} (\cos 0)^{-1,0} (5.5)^{0,166} \left(1 + \frac{78.79}{158} \right)^{0,1}$$

$$W_{horizontal \ tail} = 197.33 \text{ lb} \approx 198 \text{ lb}$$

Con la reducción del peso del estabilizador horizontal las condiciones de c.g quedan de la siguiente manera.

Tabla 12.1. Condiciones de centro de gravedad

	C.G. trasero	C.G. delantero
Anterior	0.78651449	0.93590532
Nuevo	0.78252821	0.9292296

Fuente: Autora

El centro de gravedad trasero prácticamente no cambio de lugar por lo que los cálculos de estabilidad no se ven afectados.

¹⁷⁴ ROSKAM, Jan. Airplane design. Part V: Component weight estimation. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985. p. 81

13. CALCULO FINAL DE PERFORMANCE

Una vez terminado el dimensionamiento de la aeronave se pudo calcular el performance final buscando determinar si la aeronave cumple con los requisitos pedidos. Para ello lo primero que se debió determinar fue el drag que tendría en las diferentes condiciones y configuraciones.

13.1 POLAR DE DRAG

La polar de drag se utilizó para calcular la resistencia de la aeronave en sus diferentes configuraciones. Utilizando la ecuación de sustentación, ecuación 3.11., se determinó el coeficiente de sustentación para nivel del mar, FL100, FL150 y FL250, desde los 80 ft/s hasta los 400 ft/s a intervalo de 40 ft/s, obteniendo como resultado la siguiente tabla.

Tabla 13.1. Coeficiente de lift a nivel del mar, FL100, FL150 y FL250 para diferentes velocidades

Velocidad (ft/seg)	C _L SL	C _L FL100	C _L Crucero	C _L Techo
80	4,306899308	5,831094193	6,842045826	9,600552345
120	1,91417747	2,591597419	3,040909256	4,266912153
160	1,076724827	1,457773548	1,710511457	2,400138086
200	0,689103889	0,932975071	1,094727332	1,536088375
240	0,478544368	0,647899355	0,760227314	1,066728038
280	0,351583617	0,476007689	0,558534353	0,783718559
320	0,269181207	0,364443387	0,427627864	0,600034522
360	0,212686386	0,287955269	0,337878806	0,47410135
400	0,172275972	0,233243768	0,273681833	0,384022094

Fuente: Autora

Posteriormente se determinó el coeficiente de drag total, haciendo uso de las ecuaciones 13.1 junto con la ecuación 13.2 y 6.14

Ecuación 13.1. Coeficiente de drag total ¹⁷⁵

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

Ecuación 13.2. Coeficiente de drag inducido ¹⁷⁶

$$C_{Di} = K * C_L^2$$

¹⁷⁵ HISCOCKS, Richard D. Design of Light Aircraft. London: Richard D. Hiscocks, 1995. p 47

¹⁷⁶ RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach.4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. p. 363

Según la ecuación 3.16 de constante de drag inducido

$$K = \frac{1}{\pi * AR * e}$$

Teniendo en cuenta la 13.2, se procedió a sumar los coeficientes de drag según la fase de vuelo, ecuación 13.3., como se aprecia en la tabla 13.3.

Tabla 13.2. Flaps, C_L , ΔC_{Di} , C_{D0} , ΔC_{D0} para despegue, crucero y aterrizaje

Ítem	FASE		
	Crucero	Despegue	Aterrizaje
Flaps	0°	10°	35°
C_L	0.4262	1.6753	2.3735
ΔC_{Di}	0	0.00207451	0.02053301
C_{D0}	0.0238437	0.0238437	0.0719437
ΔC_{D0}	0	0	0.04150538

Fuente: Autora

Las fases de despegue y aterrizaje tienen drag adicionales dada la interacción entre la aeronave y el suelo, efecto suelo, por lo que en esta sección se realiza un dimensionamiento básico para dichas fases, en las partes correspondientes se analiza más a fondo.

Ecuación 13.3. Coeficiente de drag según fase de vuelo

$$C_D = (C_{D0} + \Delta C_{D0}) + (C_{Di} + \Delta C_{Di})$$

Tabla 13.3. Coeficiente de drag para despegue, crucero y aterrizaje

FASE	Despegue	$C_D = (0.0238437 + 0) + \left(\frac{C_L^2}{\pi * 10.5 * 0.7436} + 0.00207451 \right)$
		$CD=0.0238437+CL224.52896+0.00207451$
	Crucero	$C_D = 0.0238437 + 0 + \frac{C_L^2}{24.5289} + 0$
		$CD=0.0238437+CL224.5289$
	Aterrizaje	$C_D = (0.0238437 + 0.0332043) + \left(\frac{C_L^2}{24.5289} + 0.02053301 \right)$
		$C_D = 0.06534908 + \left(\frac{C_L^2}{24.5289} + 0.02053301 \right)$

Fuente: Autora

Se graficó la polar de drag para las diferentes fases con 1 y 2 motores buscando determinar si con la pérdida de un motor la aeronave podría cumplir los requerimientos o no; el valor del arrastre se comparó contra el empuje proporcionado por los motores acorde al Anexo B.

Para pasar de empuje a potencia se empleó la ecuación 3.33, finalmente dio como resultado las gráficas 13.1 a 13.6.

13.1.1 Polar de drag para la fase de despegue

Para la fase de despegue se necesita conocer la velocidad de despegue, para ello se utilizó la ecuación 13.4.

Ecuación 13.4. Velocidad de despegue¹⁷⁷

$$V_{LO} = 1,2V_{stall}$$

Para ello se utiliza el coeficiente de lift para despegue y su respectivo coeficiente de drag, según se muestra en la tabla 13.4. dando como resultado la tabla 13.5.

Tabla 13.4. Fragmento tabla 14.3

Fase de Despegue	
Flaps	10°
C _L	1,6753
C _{D0}	0,0238437

Tabla 13.5. Velocidad de despegue a diferentes alturas

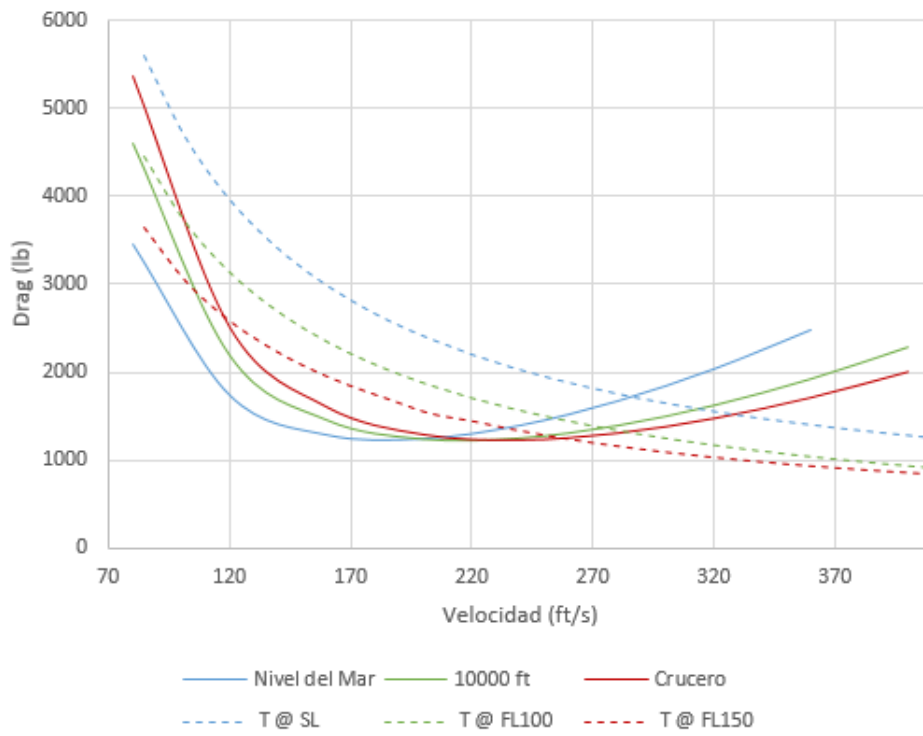
V _{LO} @ SL	V _{LO} @ FL100	V _{LO} @ FL150
153,92 ft/seg	179.03 ft/seg	193.96 ft/seg

Fuente: Autora

Las gráficas 13.1 y 13.2 demuestran que el empuje de los motores es más que suficiente para superar el drag despegar.

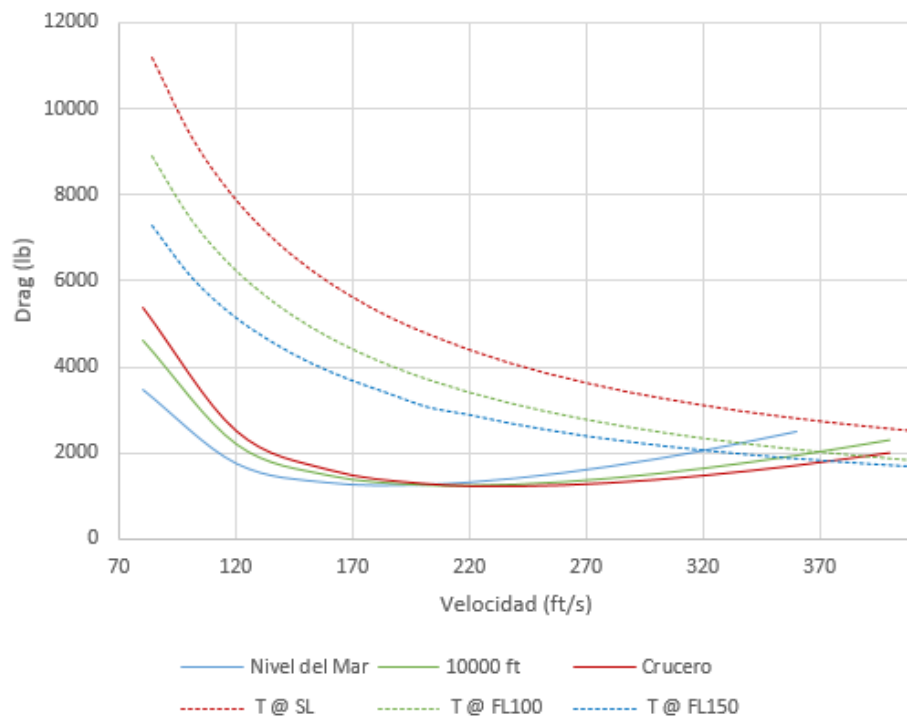
¹⁷⁷ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 462

Gráfica 13.1. Polar de drag para despegue – 1 Motor



Fuente: Autora

Gráfica 13.2. Polar de drag para despegue – 2 Motores

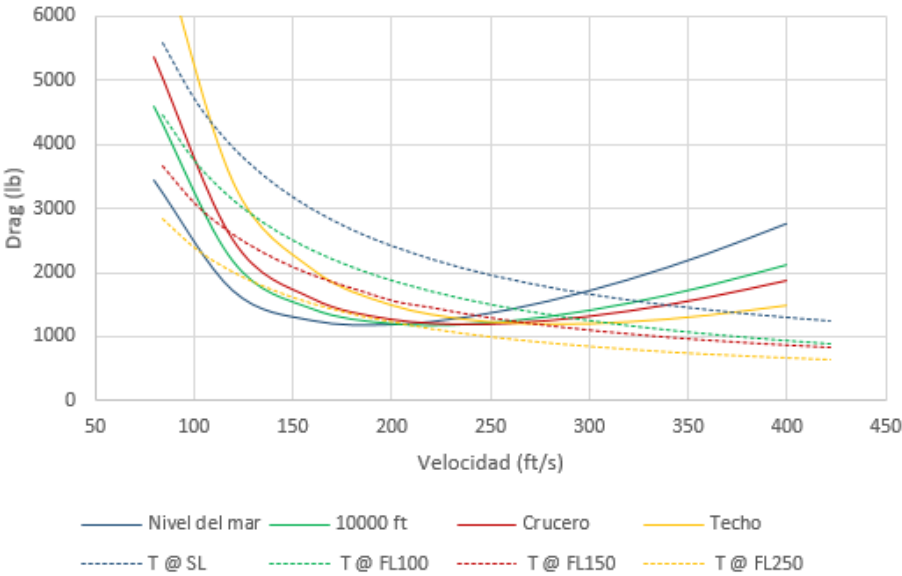


Fuente: Autora

13.1.2 Polar de drag para la fase de crucero

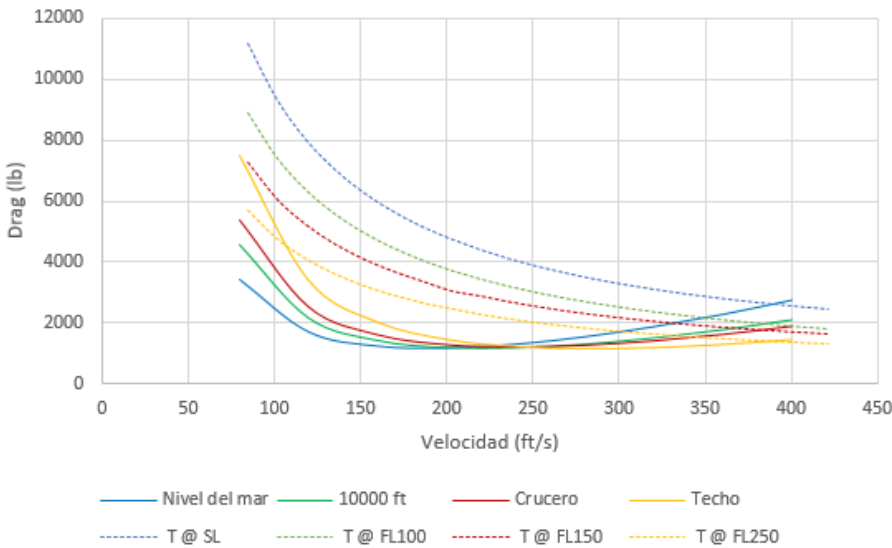
Por los requisitos se conoce que la velocidad de crucero debe ser de 303 ft/seg por lo que se determinó si el motor estaría en la capacidad de dar el empuje necesario utilizando las gráficas de polar de drag y de empuje disponible.

Gráfica 13.3. Polar de drag para crucero – 1 Motor



Fuente: Autora

Gráfica 13.4. Polar de drag para crucero -2 Motores



Fuente: Autora

La gráfica 13.3 muestra que con un solo motor la aeronave no está en capacidad de alcanzar la velocidad del crucero, pero aun así la velocidad es superior a la velocidad de despegue (por ende mayor a la velocidad de pérdida), por lo que la aeronave estaría en condición de volar con seguridad.

La gráfica 13.4 muestra que la aeronave está en capacidad no solo de alcanzar la velocidad de crucero a cualquier altitud sino que está en capacidad de superarla ampliamente, y dado que se pedía que la aeronave no operara en régimen compresible se puede dejar ese exceso de potencia como respaldo para posibles condiciones adversas que encontrara la aeronave.

13.1.3 Polar de drag para la fase de aterrizaje

La fase de aterrizaje es la que presenta mayor drag dado el fuerte incremento de drag parásito e inducido por la utilización de los flaps.

Se calculó con la ecuación 13.5 la velocidad de aterrizaje para las diferentes condiciones y los resultados de colocaron en la tabla 13. .

Ecuación 13.5. Velocidad de aterrizaje¹⁷⁸

$$V_T = 1,3V_{stall}$$

Tabla 13.6. Velocidad de aterrizaje a nivel del mar, FL100 y FL150

V_T @ SL	V_T @ FL100	V_T @ FL150
140.09 ft/seg	162.99 ft/seg	176.58 ft/seg

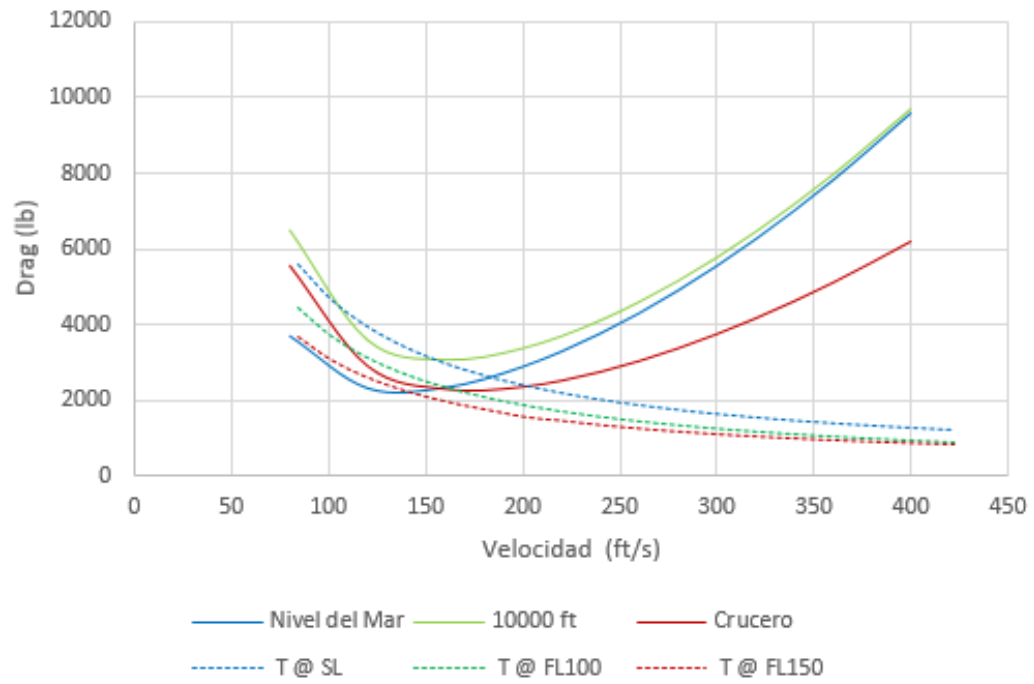
Fuente: Autora

La gráfica 13.5, la cual es con un motor, mostro que a nivel del mar el motor da mayor empuje que la resistencia de la aeronave, mientras que a altitudes densidades iguales a FL100 y FL150 la resistencia es superior al empuje del motor, por lo que la aeronave no podría aterrizar con la configuración normal de flaps, teniendo que limitar el ángulo de deflexión de los flaps.

La gráfica 13.6 mostro que con dos motores la aeronave es capaz de aterrizar con seguridad en cualquier altitud densidad equivalente.

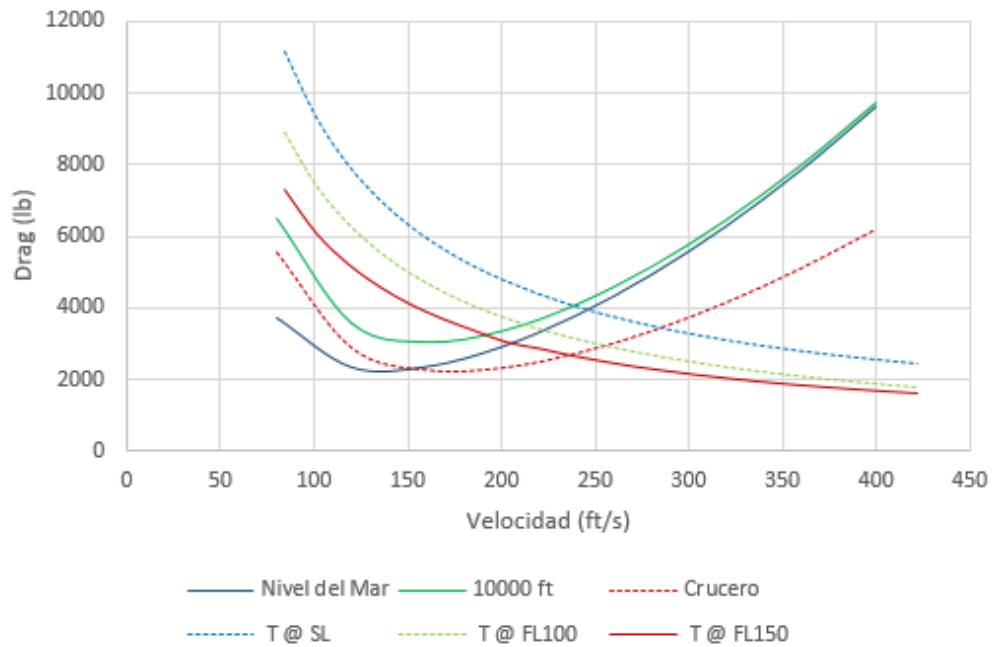
¹⁷⁸ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 466

Gráfica 13.5. Polar de drag para aterrizaje - 1 Motor



Fuente: Autora

Gráfica 13.6. Polar de drag para aterrizaje - 2 Motores



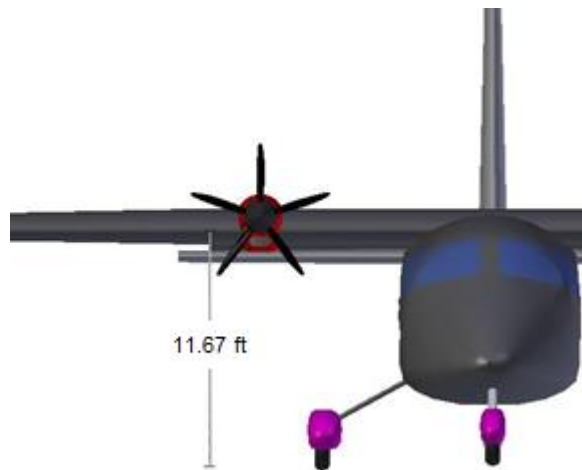
Fuente: Autora

13.2 PERFORMANCE AL DESPEGUE

Dado que es una aeronave de carga con capacidad para operar desde cualquier tipo de terreno el performance al despegue y aterrizaje son parámetros críticos para esta aeronave.

El primero paso fue calcular el efecto suelo, por ello se midió la distancia desde el suelo hasta el ala, tal como se ve en la gráfica 13.7.

Gráfica 13.7. Distancia del suelo al ala



Fuente: Autora

La distancia del suelo al ala es igual a 11.67 ft, el efecto suelo se calculó con la ecuación 13.6.

Ecuación 13.6. Factor de efecto suelo ¹⁷⁹

$$\phi = \frac{(16h/b)^2}{1 + (16h/b)^2}$$
$$\phi = \frac{\left[\frac{16(11,67ft)}{78ft}\right]^2}{1 + \left[\frac{16(11,67ft)}{78ft}\right]^2} = 0,8514$$

¹⁷⁹ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 460

La tabla 13.7 recopila el cálculo de la velocidad de despegue que se había realizado en numerales anteriores, dicha velocidad es un 20% superior a la velocidad de pérdida, posteriormente se le saca el 70% debido a variación de potencia en los motores.

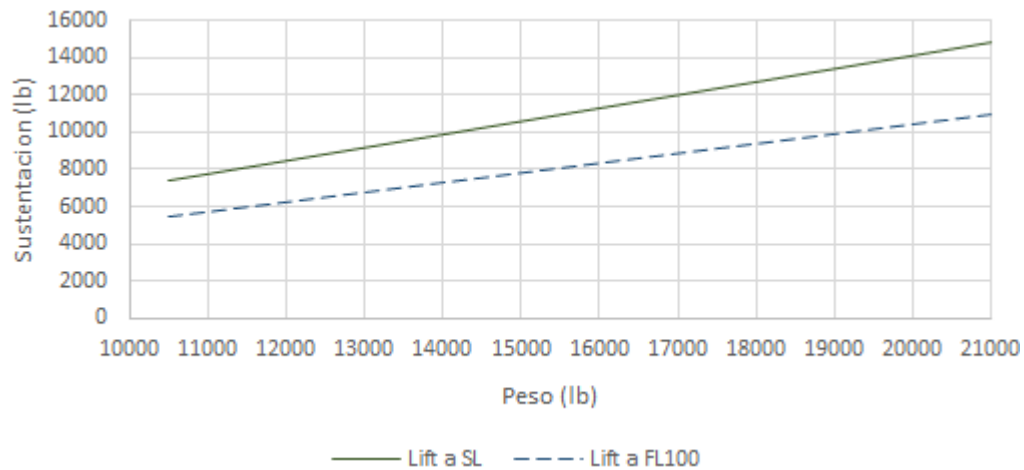
Tabla 13.7. Velocidad de despegue a nivel del mar y FL100

	V_{LO}	$0.7^* V_{LO}$
A nivel del mar	153,92 ft/seg	107.744 ft/seg
A FL100	179.03 ft/seg	125.321 ft/seg

Fuente: Autora

Conocidas las velocidades se calculó la sustentación con la ecuación 3.11 a diferentes pesos y altitudes, el resultado se muestra en la gráfica 13.8.

Gráfica 13.8. Sustentación producida durante el despegue a V_{LO} .



Fuente: Autora

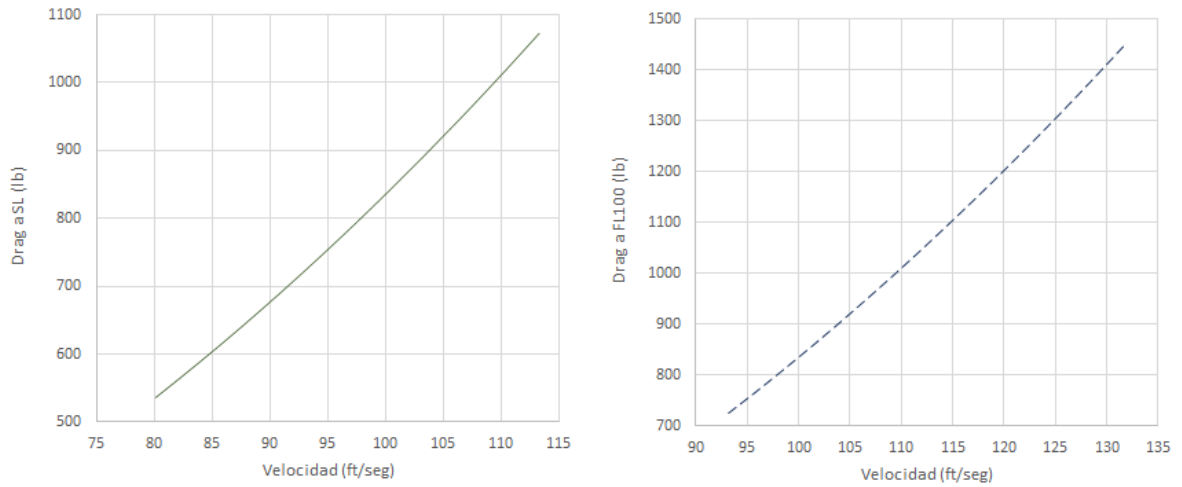
El drag de la aeronave se calculó con la ecuación 13.7 y el resultado se muestra en la gráfica 13.9.

Ecuación 13.7. Arrastre¹⁸⁰

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{D0} + \phi \frac{C_L^2}{\pi e AR} \right)$$

¹⁸⁰ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 462

Gráfica 13.9. Drag de la aeronave a nivel del mar y FL100 a diferentes velocidades.



Fuente: Autora

Finalmente con todos los valores se calculó la distancia necesaria para despegar utilizando con la ecuación 13.8.

Ecuación 13.8. Distancia de despegue¹⁸¹

$$S_{LO} = \frac{1,44W^2}{g\rho SC_{Lmax}\{T - [D + \mu_r(W - L)]\}}$$

Dado que se pedía que la aeronave pudiera operar en pistas tanto preparadas como no preparadas se calculó la distancia necesaria para despegar desde concreto y tierra firme ($\mu_r = 0.4$) así como desde pasto húmedo ($\mu_r = 0.8$) utilizando los coeficientes de fricción respectivos tomados de la tabla 13.8.

¹⁸¹ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 462

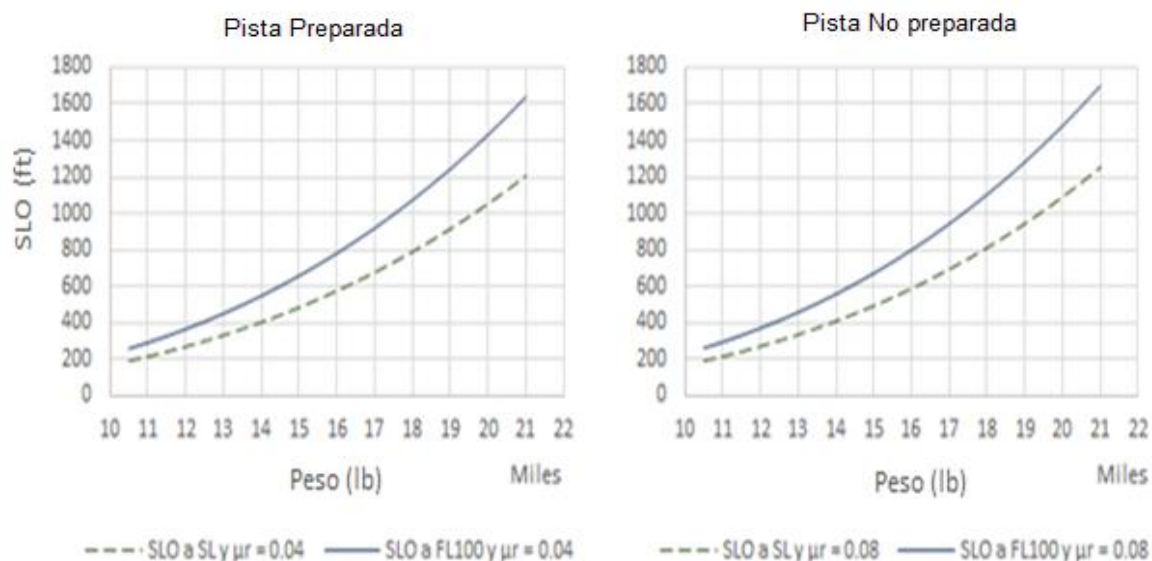
Tabla 13.8. Coeficientes de fricción de diferentes superficies

Superficie	μ_r (Valores Típicos)	
	Sin aplicar frenos	Aplicando frenos
Concreto/Asfalto Seco	0.03 – 0.05	0.3 – 0.5
Concreto/Asfalto Húmedo	0.05	0.15 – 0.3
Concreto/Asfalto Congelado	0.02	0.06 – 0.1
Pasto Duro	0.05	0.4
Pasto Blando	0.07	0.2
Pasto Húmedo	0.08	0.2
Tierra firme	0.04	0.3

Anderson, John D., Aircraft Performance and design, Pagina 358

Por lo que finalmente el gráfico 13.10 muestra que al peso máximo de despegue de 19000 lb y con los dos motores en potencia de despegue a nivel del mar y a una densidad altitud equivalente a FL100 la aeronave es capaz de cumplir el requisito de despegar en menos de 1300 ft.

Gráfica 13.10. Distancia necesaria de pista para despegar con dos motores

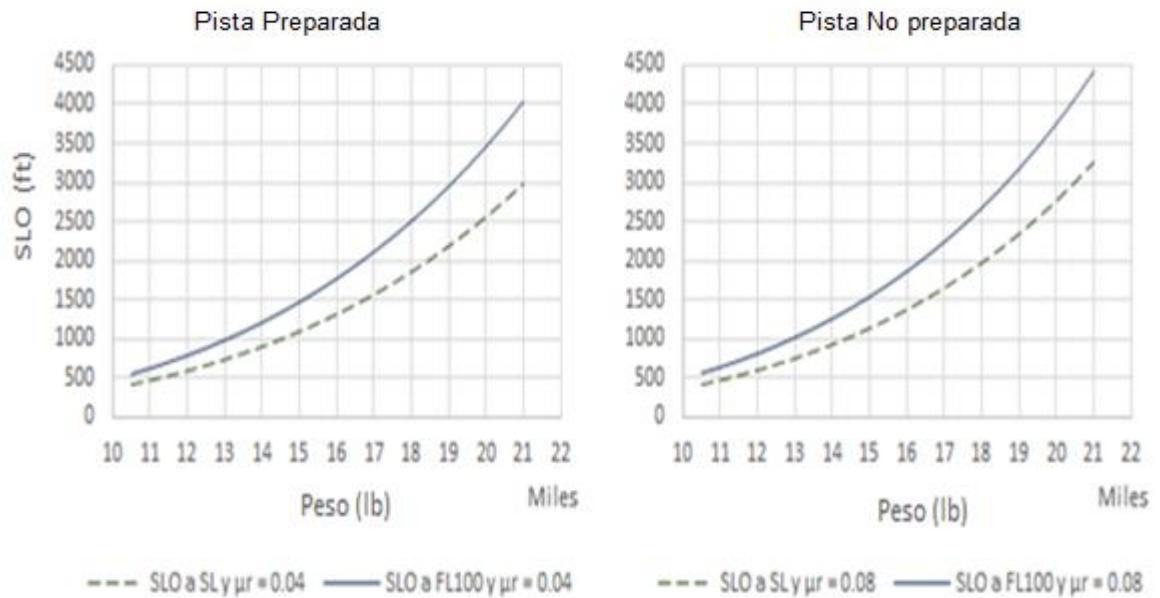


Tipo de pista	Altitud		Mejora	
	Nivel del mar	FL100	Nivel del mar	FL100
Preparada	900 ft	1200 ft	30.7 %	7.69 %
No Preparada	970 ft	1280 ft	25.38 %	1.53 %

Fuente: Autora

La gráfica 13.11 muestra que para despegar con un solo motor la aeronave necesitaría más de 3000 ft de pista.

Gráfica 13.11. Distancia necesaria de pista para despegar con un solo motor



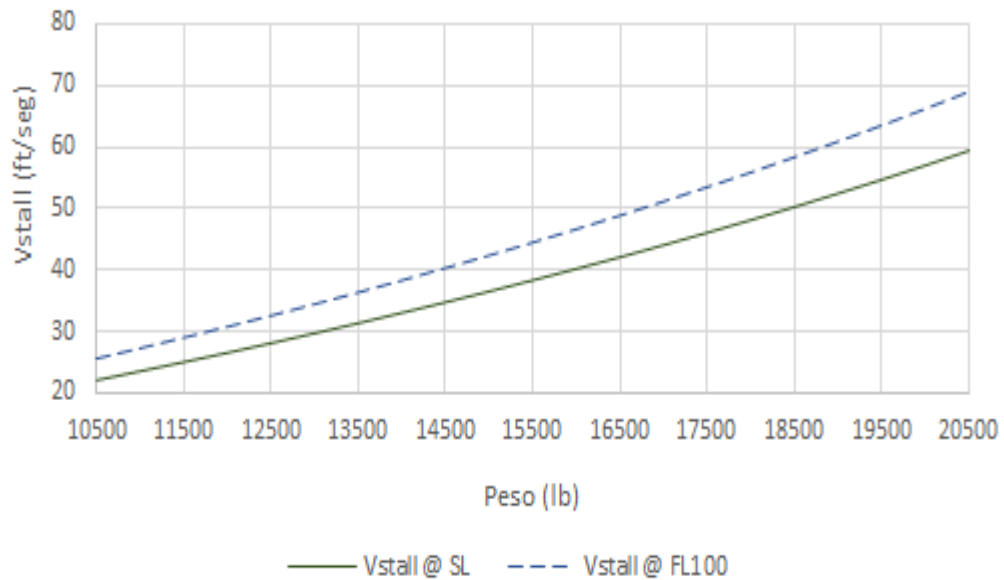
Fuente: Autora

Una vez calculada la distancia en tierra para despegar se calculó la distancia en vuelo para superar un obstáculo de 50 ft ¹⁸².

Para ello se calculó la velocidad de pérdida a diferentes pesos con la ecuación 7.1 y se realizó la gráfica 13.12.

¹⁸² ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999, p.413

Gráfica 13.12. Velocidad de pérdida a diferentes pesos y densidades



Fuente: Autora

Posteriormente se calculó el radio de giro de la aeronave, con la ecuación 13.9.

Ecuación 13.9. Radio de giro para despegue ¹⁸³

$$R = \frac{6.96 (V_{stall})^2}{g}$$

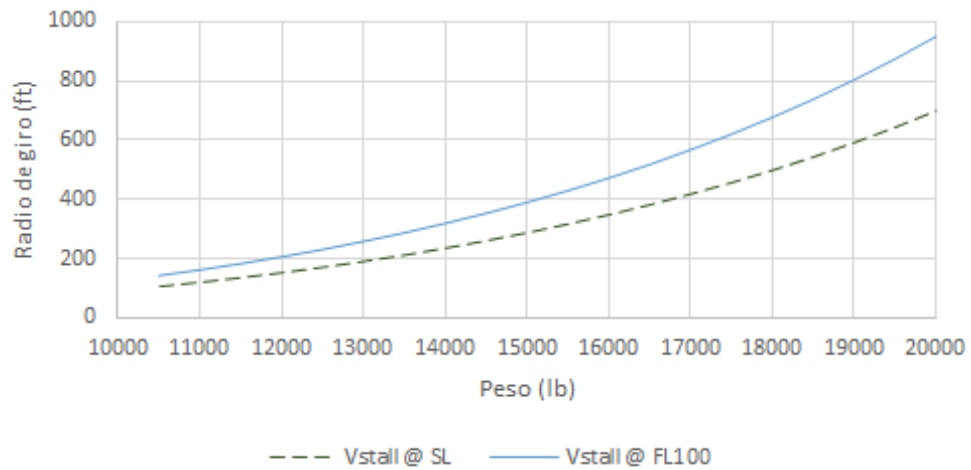
Donde

R Radio de giro ft

El resultado de la ecuación 13.9 se muestra en la gráfica 13.13.

¹⁸³ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. 4^{ta} Ed. New York: McGraw-Hill, 2005. p.413

Gráfica 13.13. Radio de giro durante el despegue



Fuente: Autora

Luego se calculó el ángulo para el giro con la ecuación 13.10.

Ecuación 13.10. Radio de giro para despegue ¹⁸⁴

$$\theta_{OB} = \cos^{-1} \left(1 - \frac{h_{OB}}{R} \right)$$

Donde

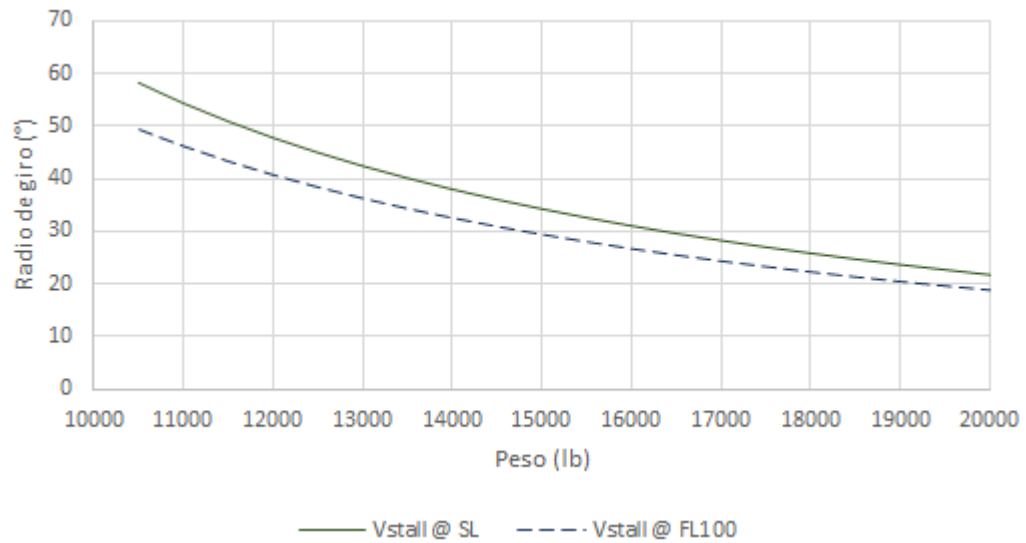
θ_{OB}	Radio de giro durante despegue	ft
h_{OB}	Es la altura del obstáculo,	50 ft ¹⁸⁵

La respuesta de la ecuación 13.10 se muestra en la gráfica 13.14.

¹⁸⁴ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. 4^{ta} Ed. New York: McGraw-Hill, 2005, p.413

¹⁸⁵ Ibid, p.413

Gráfica 13.14. Radio de giro para salvar obstáculo de 50 ft.



Fuente: Autora

Finalmente se calculó con la ecuación la distancia que debía volar la aeronave mientras asciende para librar el obstáculo de 50 ft.

Ecuación 13.11. Distancia volada para salvar un obstáculo de 50 ft ¹⁸⁶

$$S_a = R * \text{Sen}\theta_B$$

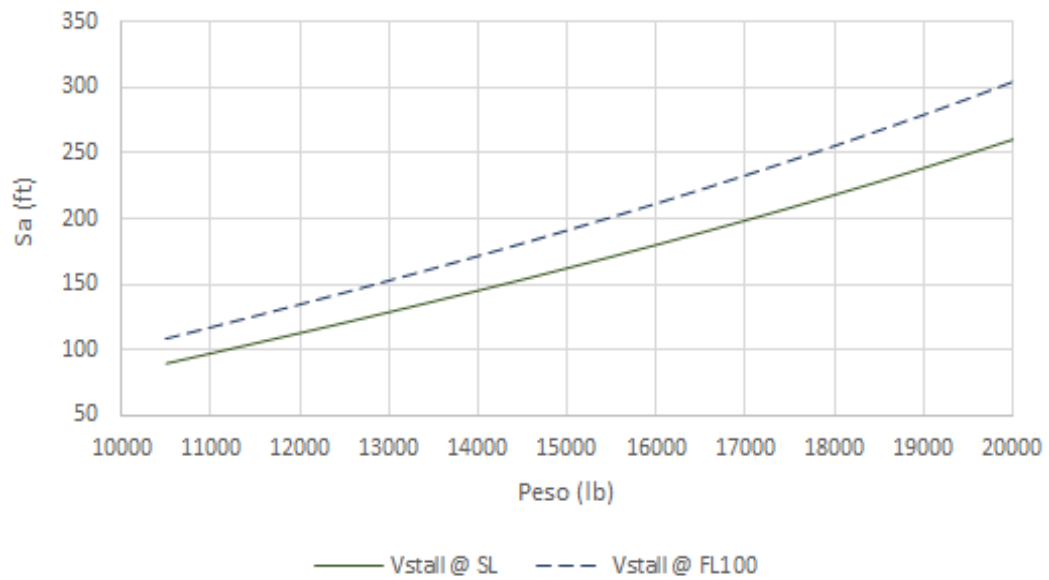
Donde

S_a Distancia volada para salvar un obstáculo de 50 ft

El resultado de la ecuación 13.11 se muestra en la gráfica 13.15.

¹⁸⁶ ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. 4^{ta} Ed. New York: McGraw-Hill, 2005, p.413

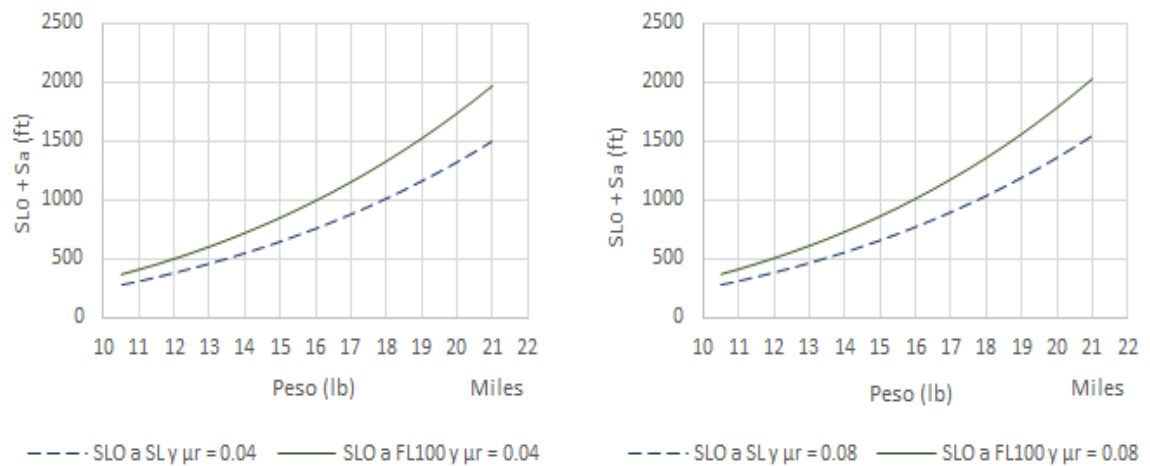
Gráfica 13.15. Distancia volada para salvar obstáculo de 50 ft.



Fuente: Autora

Por lo que finalmente la gráfica 13.16 muestra la distancia total para despegar y librar un obstáculo de 50 pies en pista preparada y no preparada.

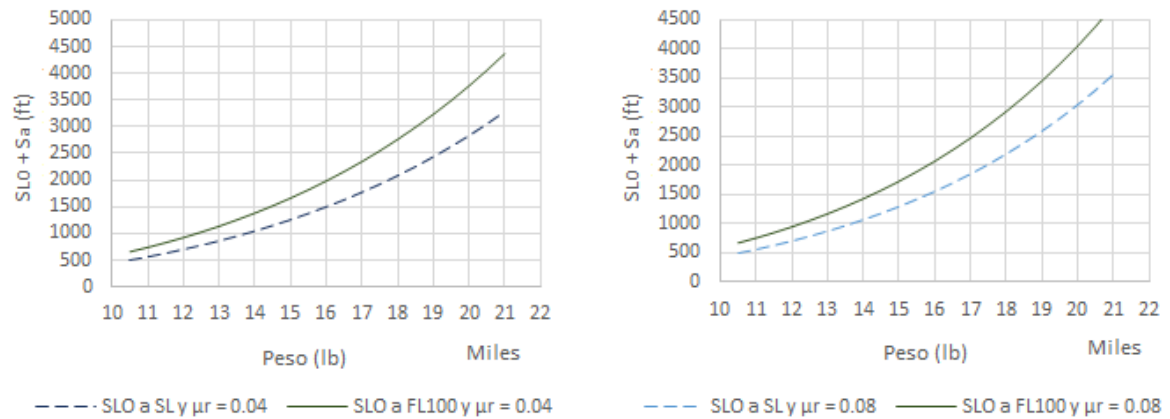
Gráfica 13.16. Distancia total para despegar con dos motores operativos tanto en pista preparada como no preparada.



Fuente: Autora

La gráfica 13.17 muestra la distancia total para despegar con un solo motor y librar un obstáculo de 50 ft.

Gráfica 13.17. Distancia total para despegar con un motor operativo tanto en pista preparada como no preparada.



Fuente: Autora

13.3 PERFORMANCE AL ATERRIZAJE

Para la fase de aterrizaje ya se había determinado el incremento máximo del coeficiente de lift así como su repercusión sobre el drag, la tabla 13.9 resume dichos valores.

Tabla 13.9. Fragmento tabla 11.3

Flaps	Aterrizaje
Flaps	35°
C_L	2,3735
C_{D0}	0,0719437

Por norma FAR 23 la velocidad de aproximación (V_T) es de $1.3 V_{stall}$.

Con el coeficiente de lift de la tabla 13.9 se calcula la velocidad de aterrizaje con la ecuación 13.12.

Ecuación 13.12. Velocidad de aterrizaje¹⁸⁷

$$V_T = 1,3 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

¹⁸⁷ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 466

Posteriormente se saca el 70% de dicha velocidad debido a variación de potencia en los motores, los resultados se presentan en la tabla 13.10.

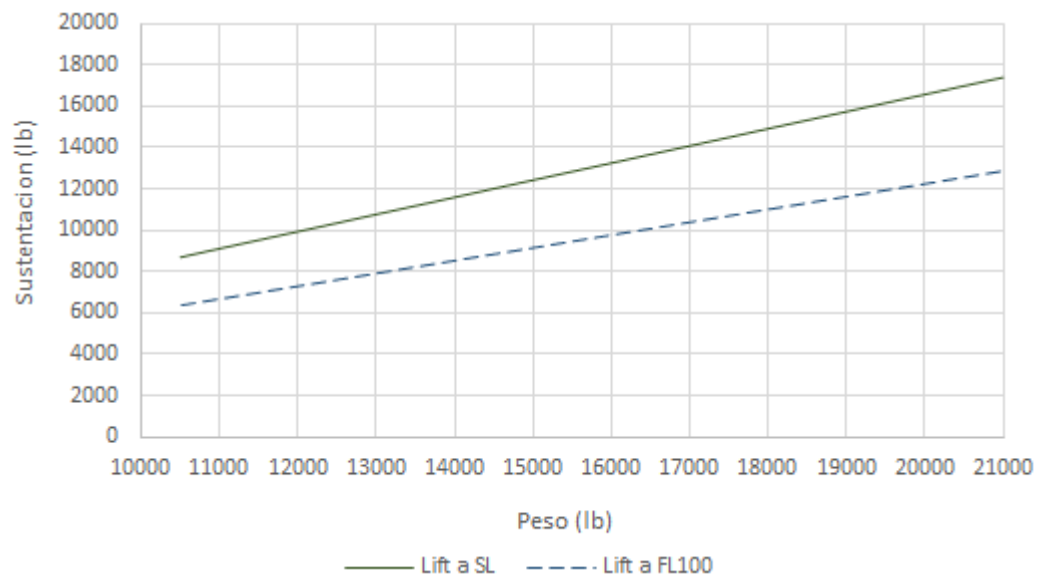
Tabla 13.10. Fragmento tabla 11.3

	V_T	$0.7^* V_T$
A nivel del mar	129.317 ft/seg	90.522 ft/seg
A FL100	150.470 ft/seg	105.329 ft/seg

Fuente: Autora

La gráfica 13.18 muestra el resultado de la fuerza de lift promedio generado a $0.7 V_T$.

Gráfica 13.18. Sustentación producida durante el aterrizaje a V_T .



Fuente: Autora

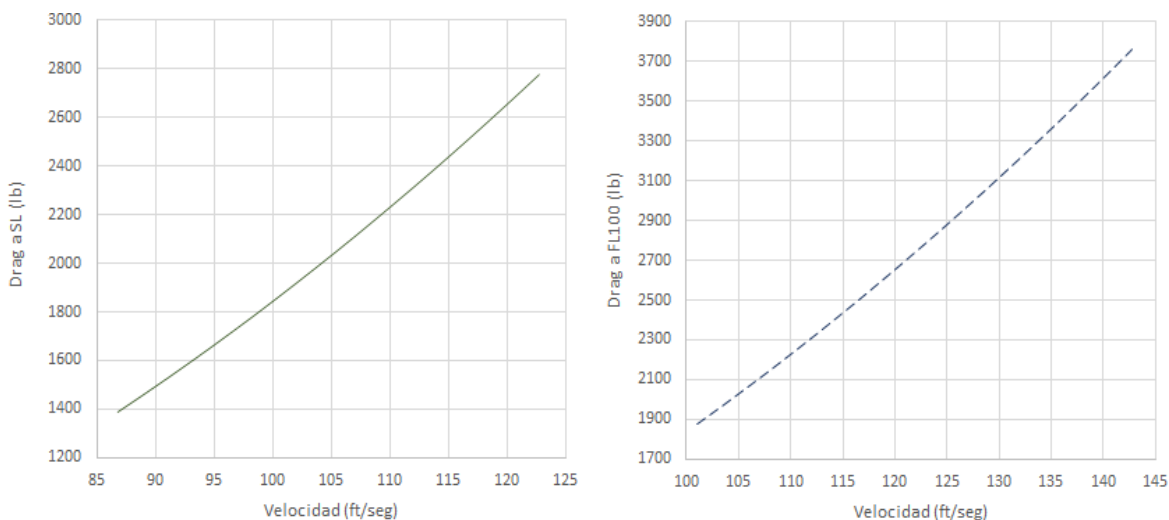
El drag de la aeronave se calculó en configuración de aterrizaje, utilizando la ecuación 13.13 y se mostró en el gráfico 13.19.

Ecuación 13.13. Arrastre¹⁸⁸

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{D0} + \phi \frac{C_L^2}{\pi e AR} \right)$$

¹⁸⁸ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 426

Gráfica 13.19. Drag de la aeronave a nivel del mar y FL100 a diferentes velocidades.



Fuente: Autora

Finalmente calculados todos los valores se calculó la distancia necesaria para aterrizaje con la ecuación 13.14.

Ecuación 13.14. Distancia de aterrizaje ¹⁸⁹

$$S_L = \frac{1,69W^2}{g\rho SC_{Lmax}\{T_{rev} + [D + \mu_r(W - L)]\}}$$

Vale la pena recordar que la aeronave tiene hélice de paso variable por lo que es posible tener empuje reversible¹⁹⁰, Raymer ¹⁹¹ da como referencia que el empuje reversible que se obtiene de un motor turboprop es cercano al 60% del empuje estático.

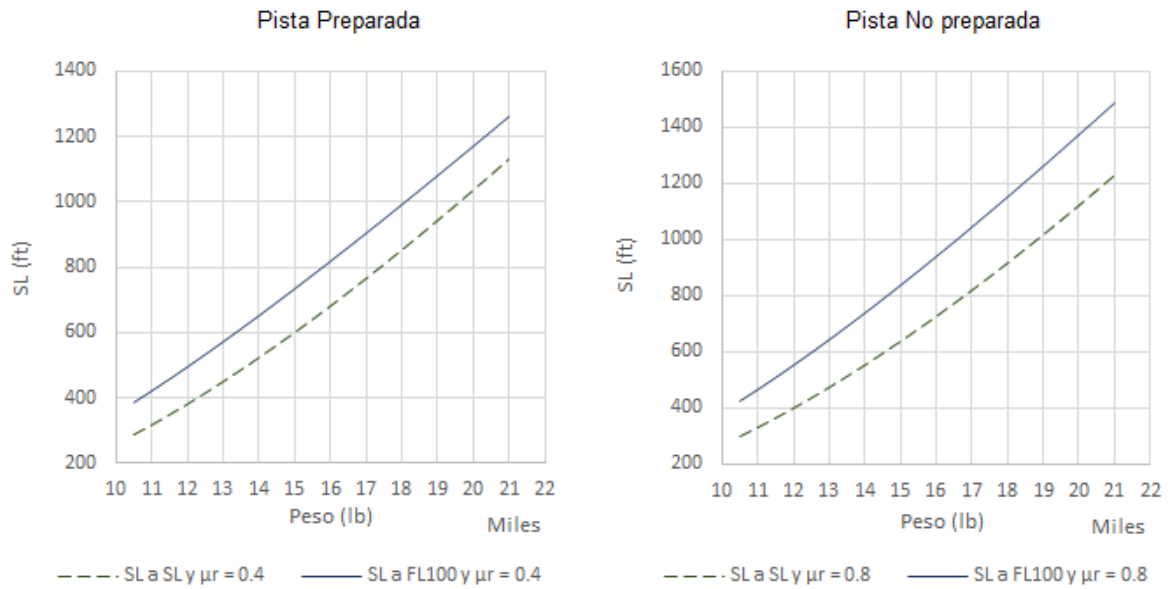
La gráfica 13.20 muestra que tanto a nivel del mar como a FL100 aterrizando con los dos motores la aeronave necesitaría menos de 1300 ft bien sea en pista preparada como en no preparada.

¹⁸⁹ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 426

¹⁹⁰ HARTZELL, Manual 159, Application Guide. ATA 61-02-59, p. 8

¹⁹¹ Raymer Daniel P., Aircraft Design: A conceptual approach, Third Edition, P.569

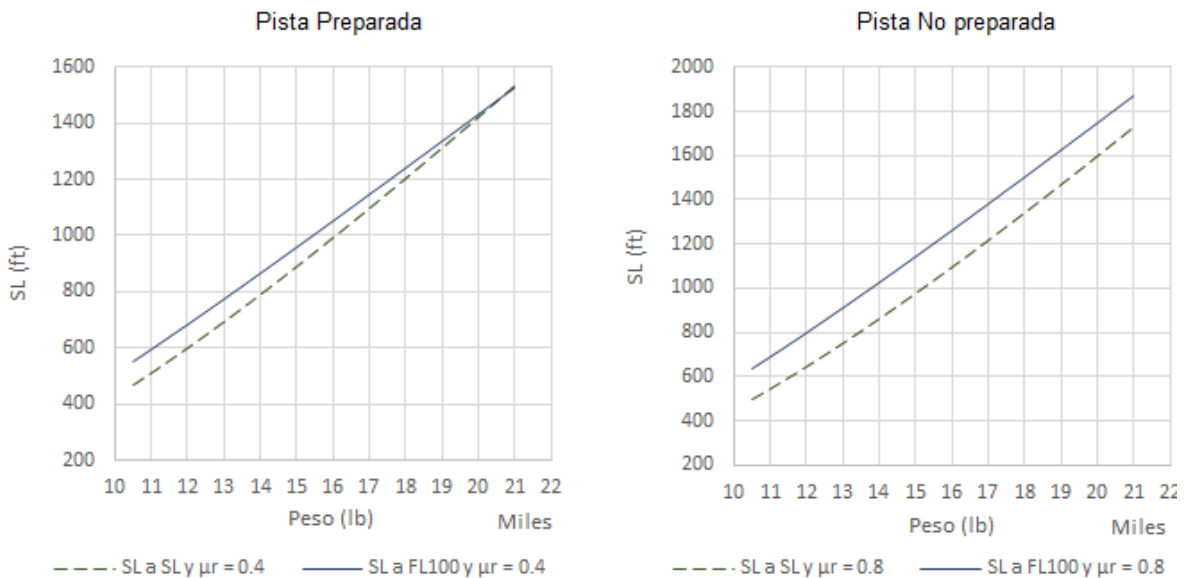
Gráfica 13.20. Distancia necesaria de pista para aterrizar con dos motores



Fuente: Autora

La gráfica 13.21 muestra que con un solo motor operativo la aeronave necesita un poco más de 1300 ft para aterrizar mientras que aterrizando en pista no preparada con un solo motor la aeronave necesita más de 1300 ft para aterrizar.

Gráfica 13.21. Distancia necesaria de pista para despegar con un solo motor



Fuente: Autora

El próximo paso fue calcular el radio de giro durante la aproximación con la ecuación 13.15.

Ecuación 13.15. Radio de giro durante la aproximación ¹⁹²

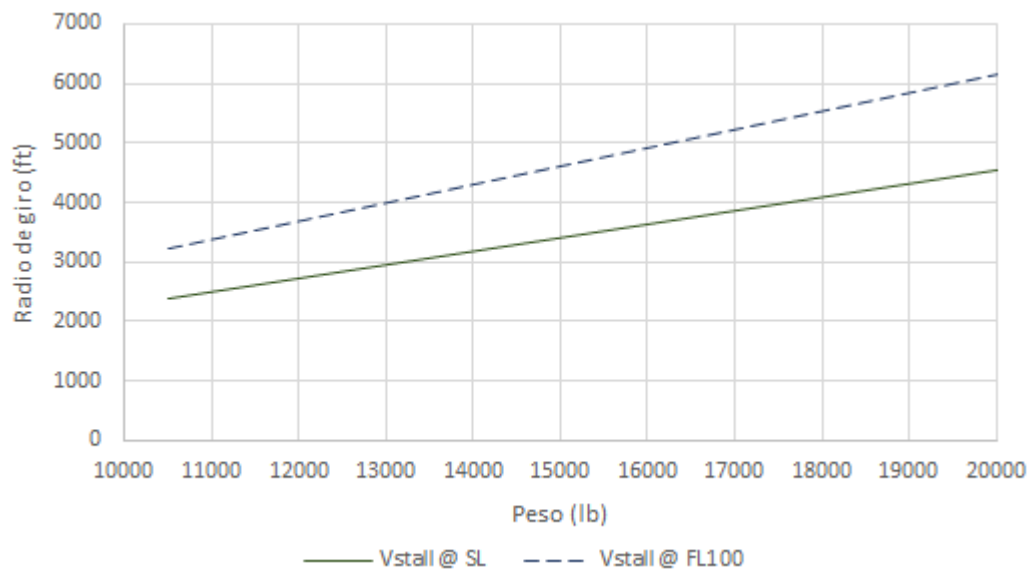
$$R = \frac{V_T^2}{0.2 * g}$$

Donde

R Radio de giro durante la aproximación ft

Por lo que el resultado de la ecuación 13.15 se muestra en la gráfica 13.22.

Gráfica 13.22. Radio de giro durante la aproximación



Fuente: Autora

¹⁹² ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 369

Una vez conocido el radio de giro se calculó la altura de aproximación, con la ecuación 13.16, la norma recomienda un ángulo de aproximación de 3° ¹⁹³.

Ecuación 13.16. Altura de aproximación ¹⁹⁴

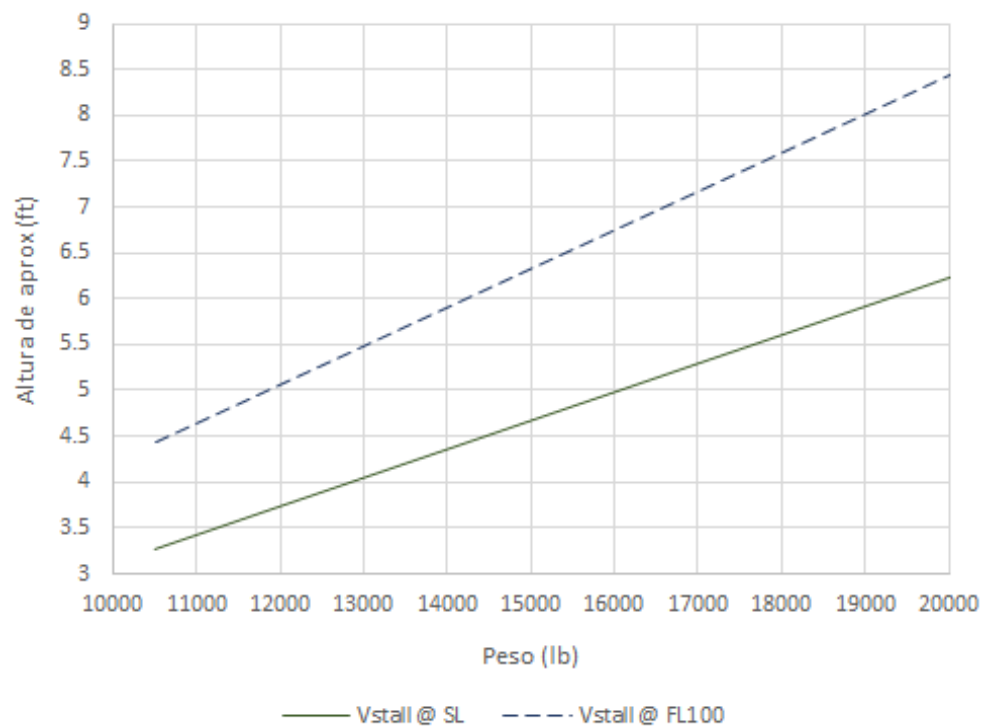
$$h_f = R(1 - \cos \theta_A)$$

Donde

hf	Altura de aproximación	ft
Θa	Ángulo de aproximación	Grados

El resultado se muestra en la gráfica 13.23.

Gráfica 13.23. Radio de giro durante la aproximación



Fuente: Autora

¹⁹³ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005, p.369

¹⁹⁴ Ibid. p. 369

Luego se calculó la distancia de aproximación con la ecuación 13.17, dando la gráfica 13.24.

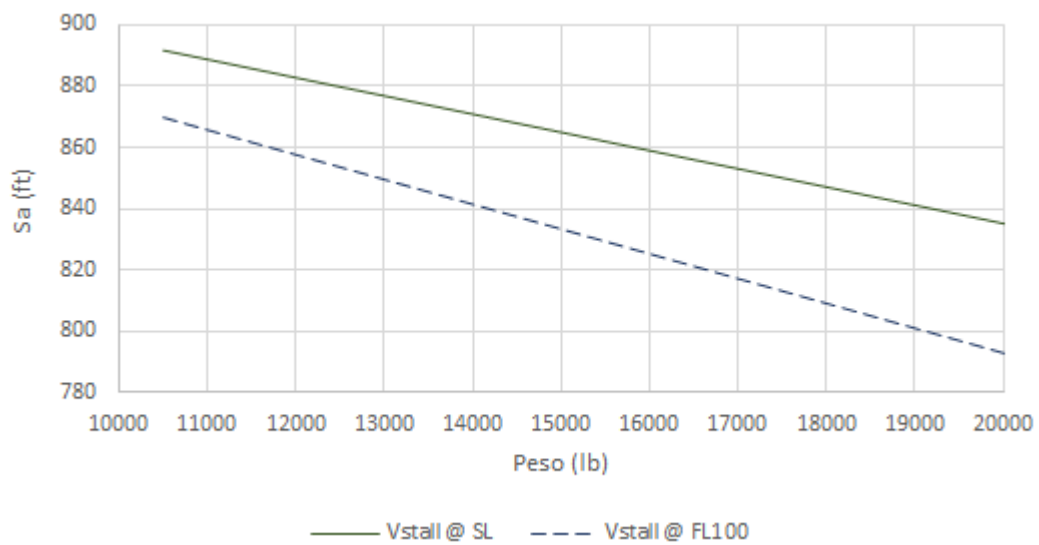
Ecuación 13.17. Distancia de aproximación ¹⁹⁵

$$S_a = \frac{h_{OB} - h_f}{\tan \theta_a}$$

Donde

S_a Distancia de aproximación

Gráfica 13.24. Distancia volada durante la aproximación



Fuente: Autora

La última distancia fue la de aproximación final que se calculó con la ecuación 13.18.

¹⁹⁵ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 369

Ecuación 13.18. Distancia de aproximación ¹⁹⁶

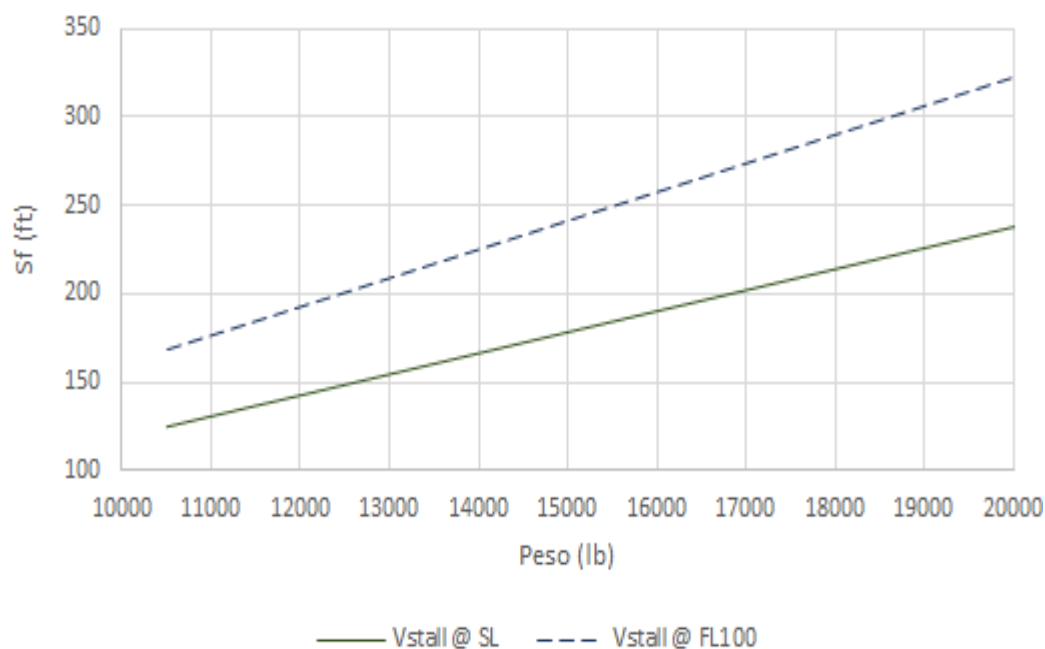
$$S_f = R * \text{Sen } \theta_a$$

Donde

S_f Distancia de aproximación final ft

El resultado de la ecuación 13.18 se muestra en la gráfica 13.25.

Gráfica 13.25. Distancia volada durante la aproximación

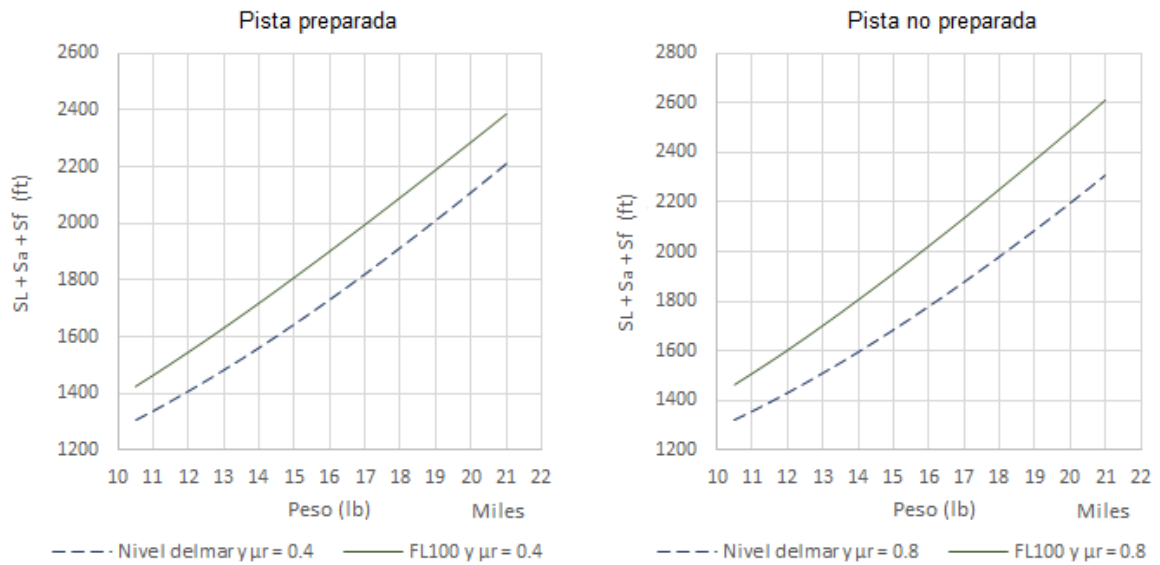


Fuente: Autora

Finalmente se suman las tres distancias para conocer la distancia total necesaria para la fase de aterrizaje, contando con el empuje en reversible tanto de uno como de dos motores, y finalmente el resultado se muestra en la gráfica 13.26.

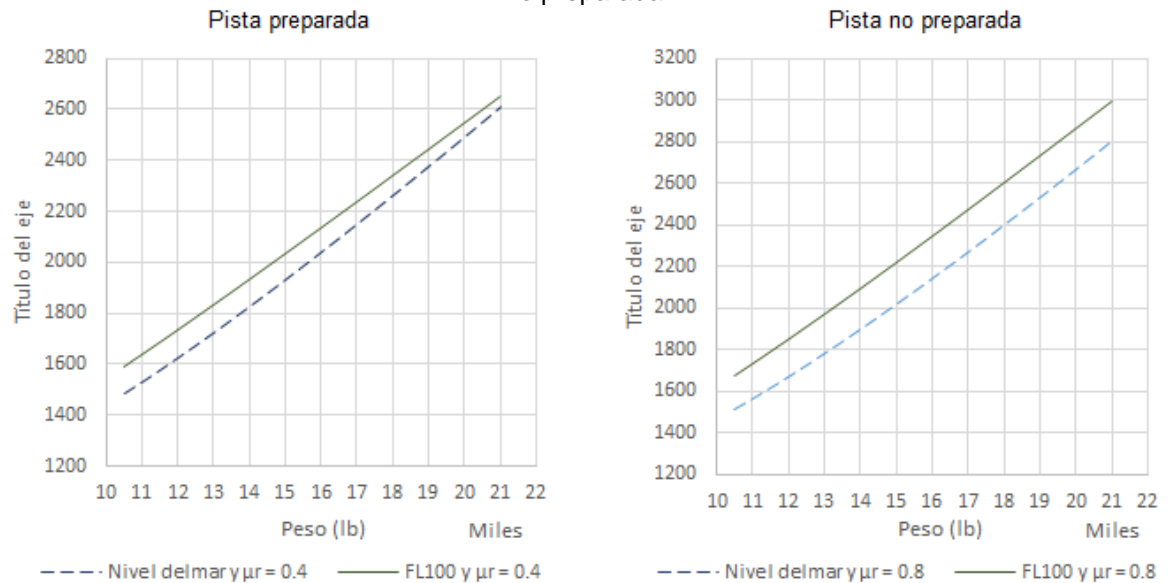
Gráfica 13.26. Distancia total para aterrizar con dos motores operativos tanto en pista preparada como no preparada.

¹⁹⁶ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 369



Fuente: Autora

Gráfica 13.27. Distancia total para aterrizar con un motor operativo tanto en pista preparada como no preparada.



Fuente: Autora

13.4 VELOCIDAD DE PÉRDIDA A DIFERENTES PESOS Y ALTITUDES

Dado que los requisitos especificaban una velocidad de pérdida con flaps de 109.707 ft/seg a nivel del mar se comprobó si la aeronave cumplía o no con dicho requisito.

Usando los valores de $C_{L \max}$ de la tabla 8.10 y la ecuación 7.1 de velocidad de pérdida se cálculos la V_{stall} a diferentes configuraciones haciendo las gráficas 13.28 a 13.30 a nivel del mar, FL100, FL150 y finalmente FL250 variando el peso.

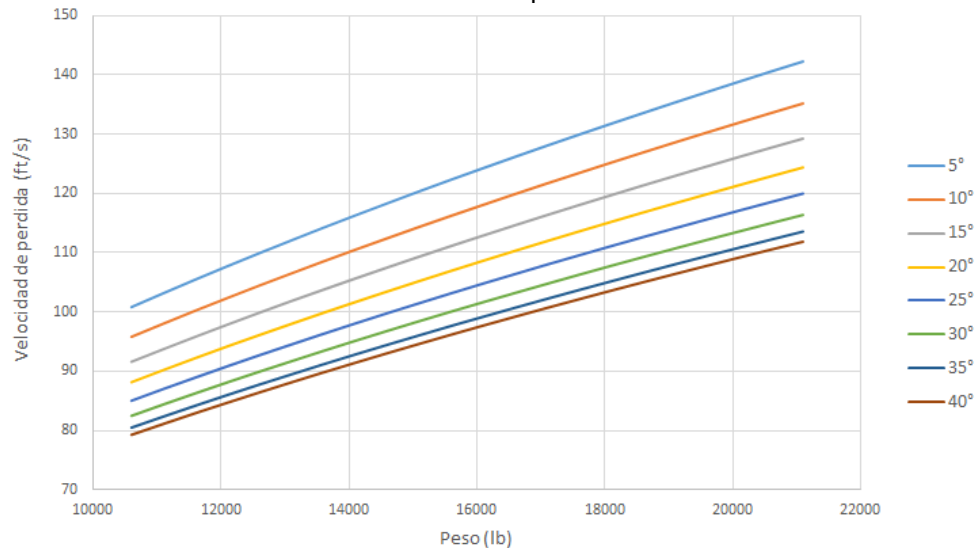
Tabla 8.10. Recopilación de C_L , C_m y ΔC_{D0} por flaps

δf	$\Delta C_{L \max}$	$C_{L \max}$	$\Delta C_{m f}$	$C_{m f}$	$\Delta C_{D0 \text{ flaps}}$
5°	0.1627	1.5127	-0.0372	-0.0672	-0.00962
10°	0.3253	1.6753	-0.0745	-0.1045	0
15°	0.4825	1.8325	-0.1105	-0.1405	0.00962
20°	0.6287	1.9787	-0.1440	-0.1740	0.01924
25°	0.7768	2.1268	-0.1779	-0.2079	0.02886
30°	0.9102	2.2602	-0.2084	-0.2384	0.03848
35°	1.0235	2.3735	-0.2344	-0.2644	0.0481
40°	1.0966	2.4466	-0.2511	-0.2811	0.05772
45°	1.0692	2.4192	-0.2448	-0.2748	0.06734

Fuente: Autora

La gráfica 13.28 muestra que la aeronave satisface el requerimiento de velocidad de pérdida con los flaps desplegados desde los 35°, con los flaps a 30° la aeronave lo incumple por muy poco.

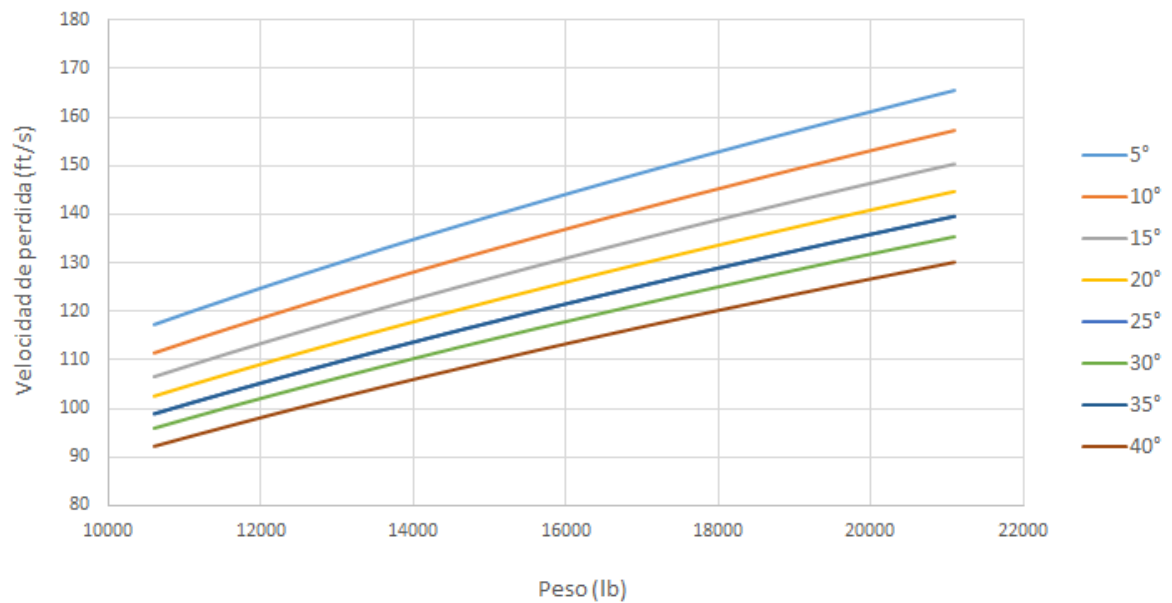
Gráfica 13.28. Velocidad de pérdida a nivel del mar



Fuente: Autora

La gráfica 13.29 muestra la velocidad de pérdida a una altitud densidad equivalente a 10.000 ft.

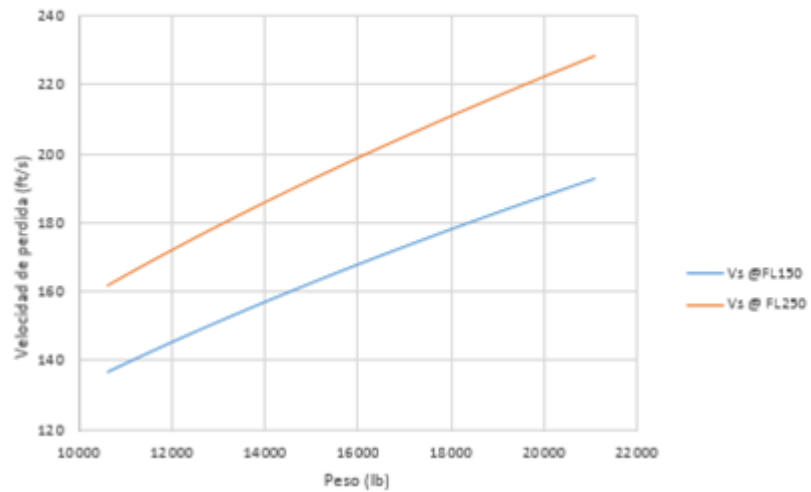
Gráfica 13.29. Velocidad de pérdida a FL 100



Fuente: Autora

La gráfica 13.30 muestra la velocidad de pérdida sin flaps de la aeronave a crucero y techo.

Gráfica 13.30. Velocidad de pérdida a FL150 y FL 250



Fuente: Autora

Con lo que se ve en la gráfica 13.28 que la aeronave no solo cumple con el requisito de velocidad de pérdida con flaps sino que obtiene una velocidad inferior.

13.5 EMPUJE REQUERIDO PARA UN VUELO DE CRUCERO SIN ACELERACIÓN

El empuje requerido para un vuelo nivelado sin aceleración tiene que ser igual a la resistencia de la aeronave a las diferentes condiciones, por ello y utilizando los resultados de polar de drag obtenidos en el numeral 13.1 se calculó el coeficiente de lift para diferentes configuraciones de pesos de la aeronave, la tabla 13.11 es un modificación de la tabla 6.12 para incluir W_{TO} .

Tabla 13.11. Configuración por peso

	Porcentaje de Combustible	Porcentaje de Carga	W fuel (lb)	W pld (lb)	W _E (lb)	W _{crew} (lb)	W _{TO} (lb)
Con. 1	1	0	2800	0	10600	440	13840
Con. 2	0,5	0,5	1400	2755,775	10600	440	15195,775
Con. 3	1	0,5	2800	2755,775	10600	440	16595,775
Con. 4	0,5	1	1400	5511,55	10600	440	17951,55
Con. 5	1	1	2800	5511,55	10600	440	19351,55

Fuente: Autora

Teniendo en cuenta los pesos de la tabla 13.11 se calculó el coeficiente de sustentación con la ecuación 3.29, el coeficiente de arrastre con la ecuación 3.30 y finalmente el empuje requerido con la ecuación 3.32.

Ecuación 3.32. Empuje requerido ¹⁹⁷

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D}$$

El punto en el cual se cruzan el empuje requerido con el empuje disponible da la velocidad de crucero para la configuración analizada, siendo la quinta configuración la más crítica dado que es aquella que tiene mayor peso.

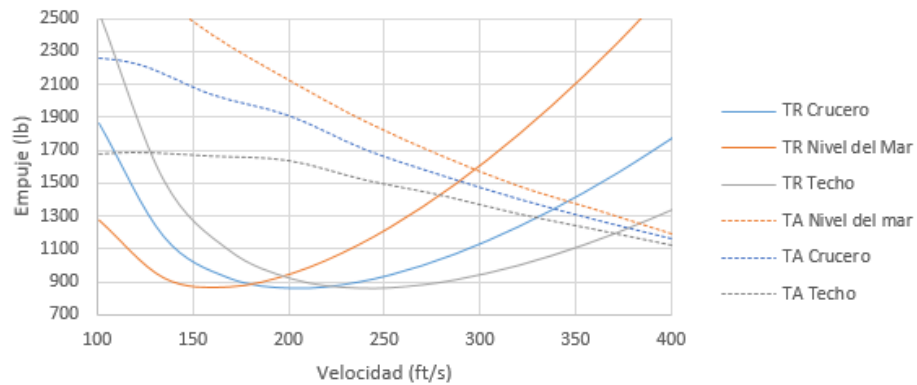
A pesos inferiores es posible que se supere la velocidad de crucero pedida, pero dado que dentro de los requisitos se pedía que la aeronave no operara en régimen compresible (velocidad de crucero superior a MACH 0.3¹⁹⁸) se debe limitar la potencia utilizada para dichas fases.

¹⁹⁷ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 395

¹⁹⁸ SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013, p. 265

El gráfico 13.31 muestra que la aeronave con el peso más bajo, el cual podría ser un vuelo de traslado dado que no lleva carga, es capaz de alcanzar la velocidad de crucero inclusive con un solo motor.

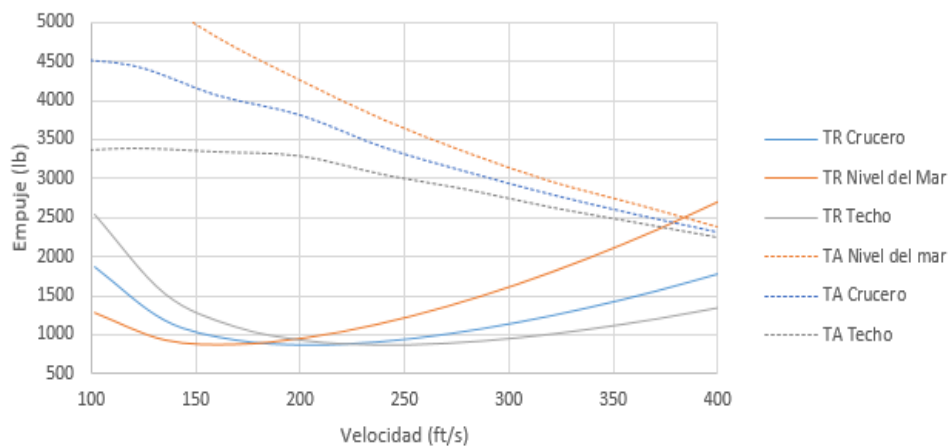
Gráfica 13.31. Empuje requerido para condición 1 (13840lb) - 1 Motor



Fuente: Autora

El gráfico 13.32 muestra que con los dos motores la aeronave excedería por mucho la velocidad de crucero, por lo cual se debe restringir la velocidad a través de la potencia, lo cual daría un amplio respaldo de potencia por si la aeronave necesita ascender o cambiar de actitud de manera brusca.

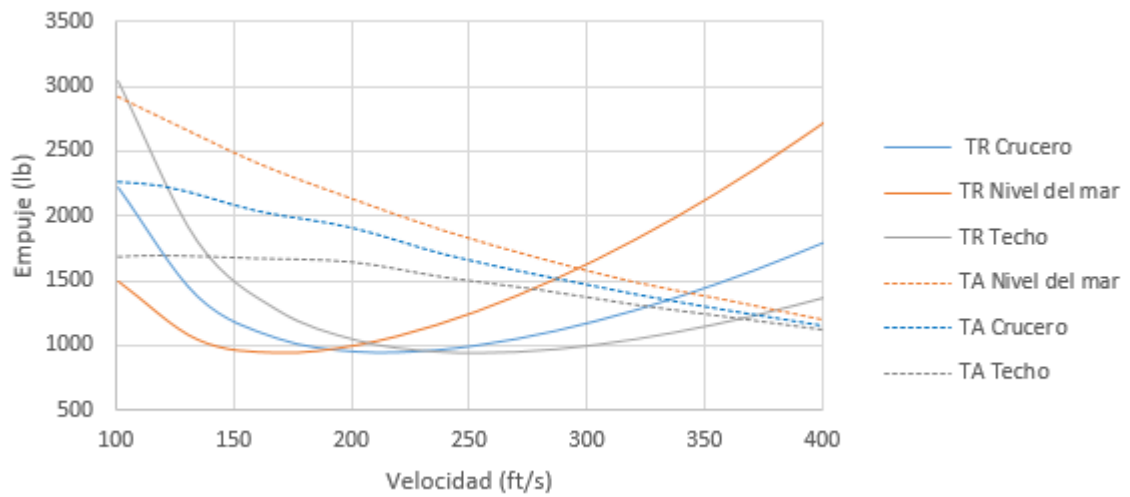
Gráfica 13.32. Empuje requerido para condición 1 (13840lb) - 2 Motores



Fuente: Autora

El gráfico 13.33 muestra que a nivel del mar con un motor la aeronave casi es capaz de alcanzar la velocidad de crucero pedida con un solo motor.

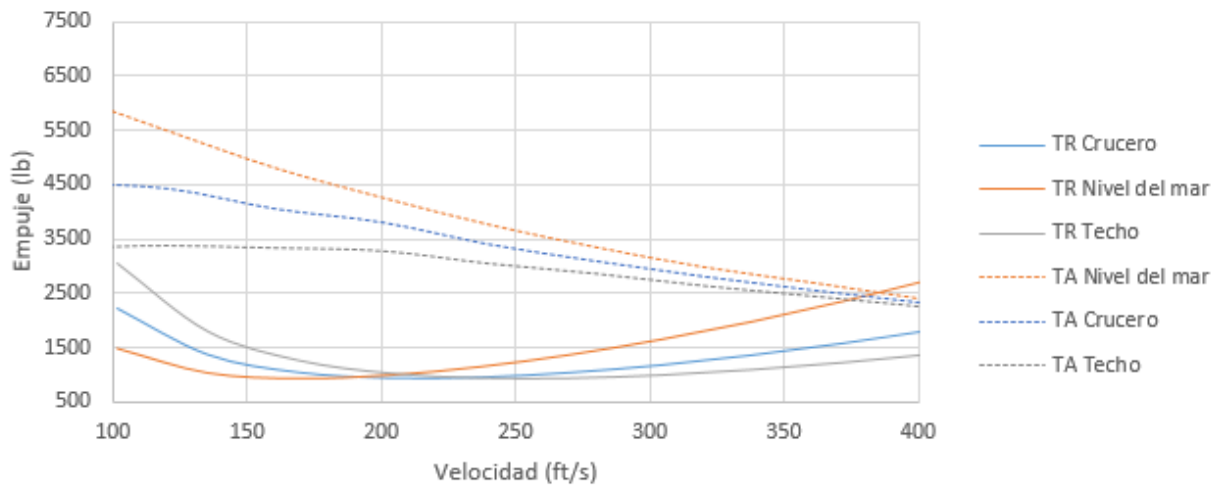
Gráfica 13.33. Empuje requerido para condición 2 (15195,775 lb) - 1 Motor



Fuente: Autora

Se ve en la gráfica 13.34 que con los dos motores la aeronave excede la velocidad de crucero teniendo de nuevo que restringirse la potencia utilizada.

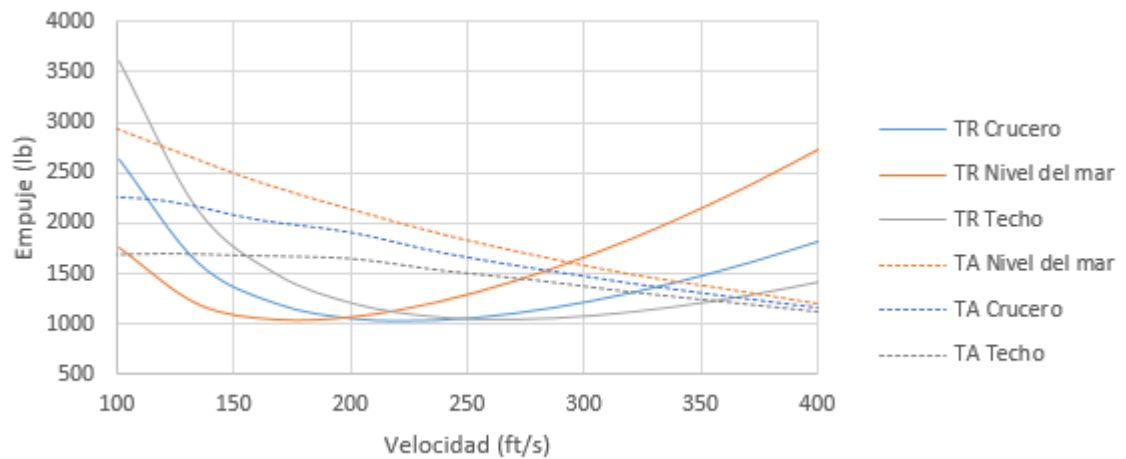
Gráfica 13.34. Empuje requerido para condición 2 (15195,755lb) - 2 Motores



Fuente: Autora

El gráfico 13.35 muestra que a nivel del mar con un motor la aeronave tiene una velocidad de crucero un poco inferior a la velocidad de crucero pedida.

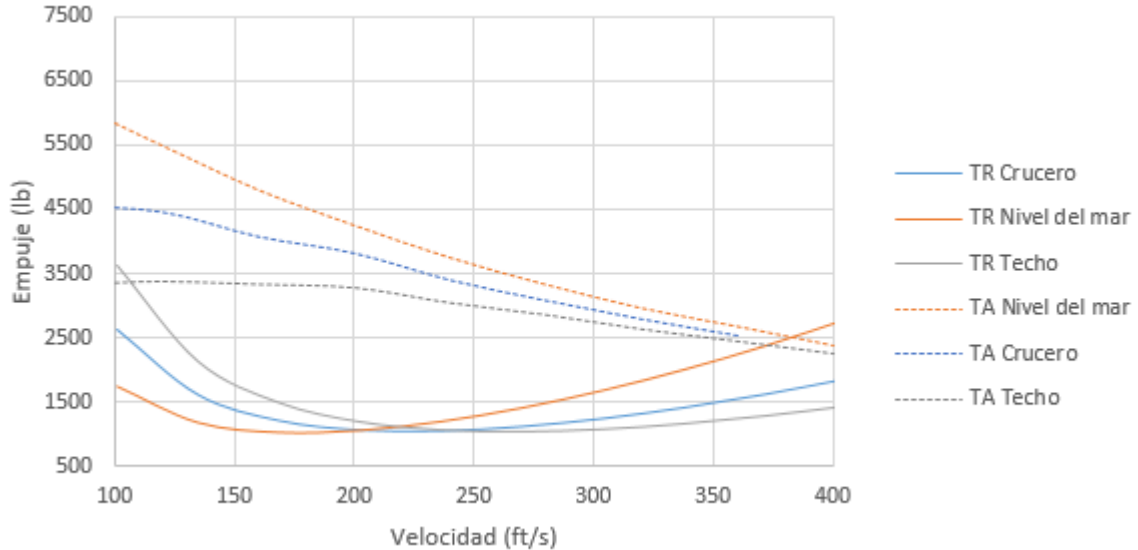
Gráfica 13.35. Empuje requerido para condición 3 (16595,775 lb) - 1 Motor



Fuente: Autora

El gráfico 13.36 muestra que con los dos motores la aeronave es capaz alcanzar y superar la velocidad de crucero pedida.

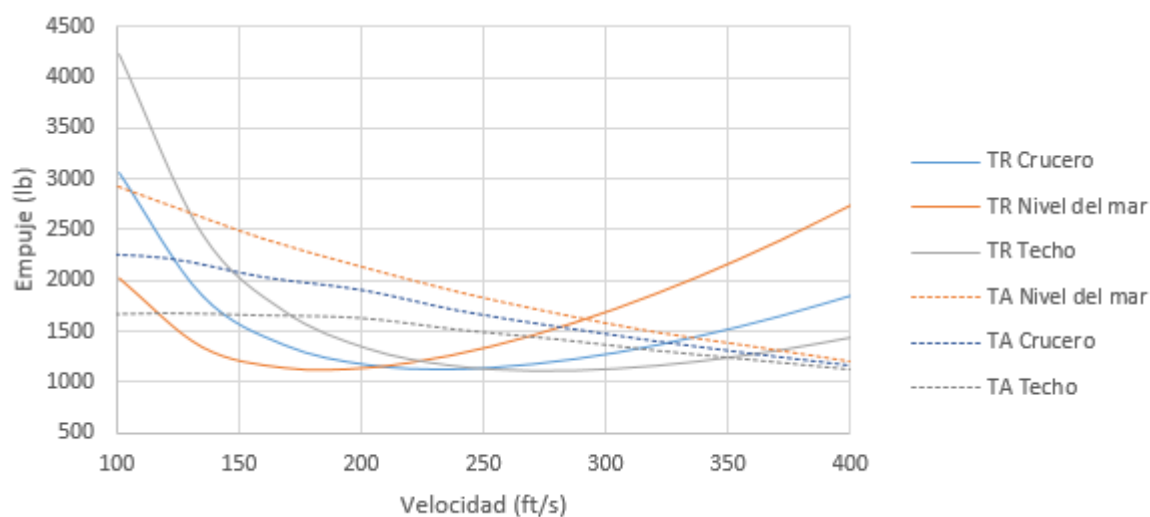
Gráfica 13.36. Empuje requerido para condición 3 (16595,775 lb) - 2 Motores



Fuente: Autora

El gráfico 13.37 muestra que a nivel del mar con solo un motor la aeronave Grizzly tiene una velocidad de crucero un poco inferior a la velocidad de crucero pedida.

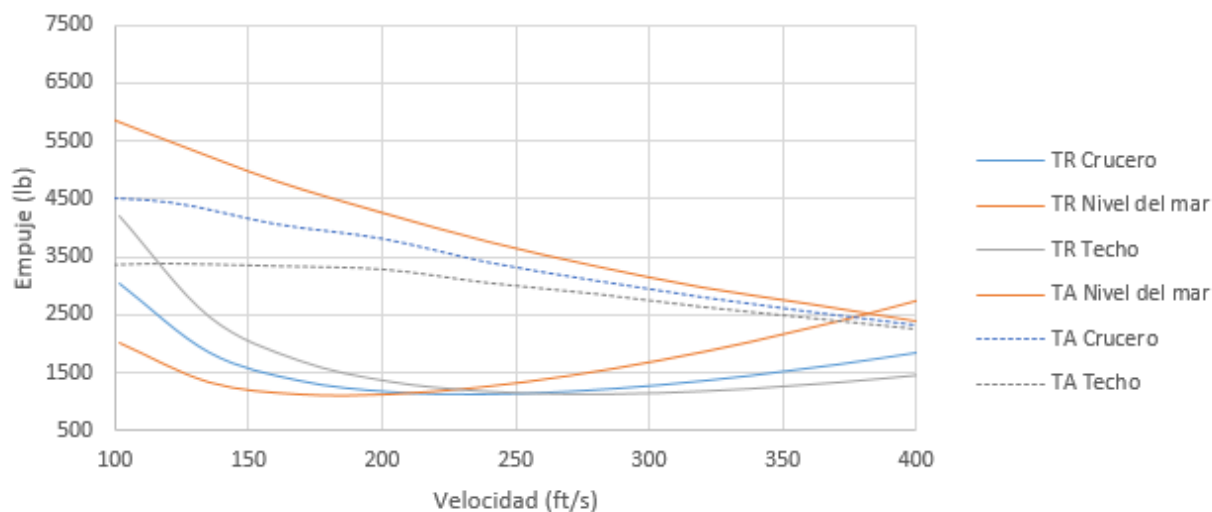
Gráfica 13.37. Empuje requerido para condición 4 (17951,55 lb) - 1 Motor



Fuente: Autora

El gráfico 13.38 muestra que con los dos motores la aeronave es capaz alcanzar y superar la velocidad de crucero pedida.

Gráfica 13.38. Empuje requerido para condición 4 (17951,55 lb) - 2 Motores



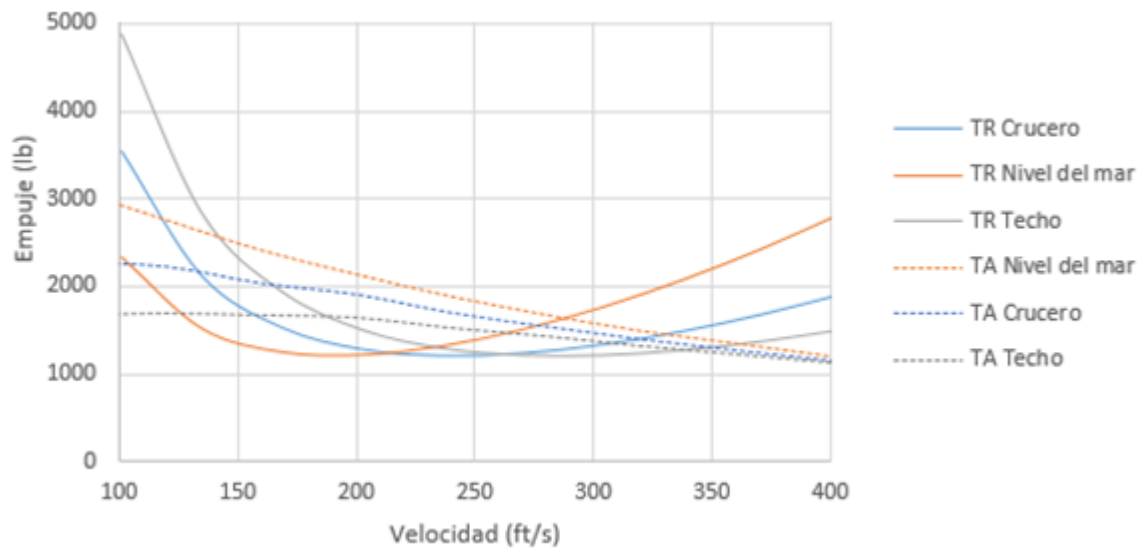
Fuente: Autora

Finalmente las gráficas 13.39 y 13.49 analizan la condición más crítica, la cual se da al tener el peso máximo de carga y de combustible, condición que podría ser cumplida si las tripulaciones cargan totalmente la aeronave excediendo el peso máximo por norma en 351 lb, y despegan con la aeronave cargada totalmente.

La grafica 13.39 muestra que con un solo motor la aeronave no es capaz de alcanzar la velocidad de crucero a nivel del mar pero aun así su velocidad es superior a la velocidad de pérdida, por lo cual tendrían un vuelo seguro incluso en la peor condición de carga posible.

A FL150 se ve que con un solo motor la aeronave está en capacidad de alcanzar la velocidad de crucero, y a FL250 la aeronave estaría en capacidad de superar la velocidad máxima, por lo que se tendría que limitar la potencia para no entrar en régimen compresible.

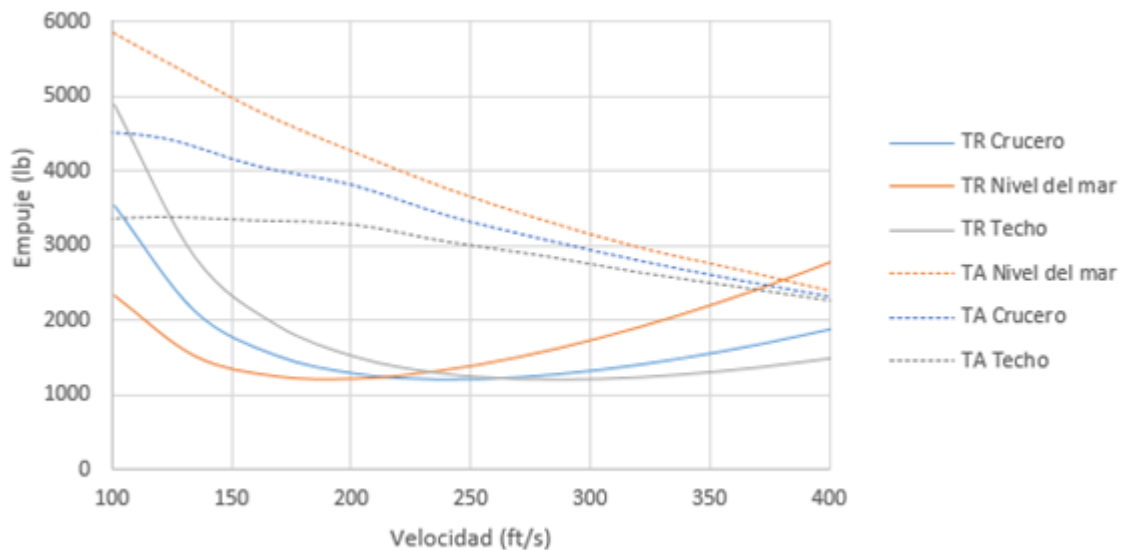
Gráfica 13.39. Empuje requerido para condición 5 (19351,55lb) - 1 Motor



Fuente: Autora

La grafica 13.40 presenta la resistencia contra el empuje con los dos motores operativos, muestra que a las tres alturas analizadas la aeronave estaría en capacidad de superar ampliamente la velocidad de crucero pedida, por lo que dé se debe restringir la potencia utilizada, reservando dicho exceso de potencia para poder sortear posibles situaciones adversas.

Gráfica 13.40. Empuje requerido para condición 5 (19351,55 lb) - 2 Motores



Fuente: Autora

El exceso de potencia del que goza la aeronave se debe al requisito de despegar a una altitud densidad equivalente a 10000 pies, como ese requisito marca gran parte del performance de la aeronave dado que es el que le permite operar con seguridad no se puede reducir la potencia de los motores, por lo que las tripulaciones deben limitar la potencia que utilizan dejando los excesos de potencia como reserva.

13.6 VELOCIDAD DE MÁXIMA

Se vio en el numeral 13.5 que la aeronave estaría en capacidad de operar a velocidades superiores a los 400 ft/seg lo cual equivale a MACH 0.367, donde la aeronave estaría en régimen compresible, y dado que los requisitos pedían que la aeronave no operara en dicho régimen se debió calcular con la ecuación 7.2 cuál es la potencia necesaria para poder alcanzar la velocidad máxima pedida, la cual era de 337.562 ft/seg.

Ecuación 7.2. Velocidad máxima a nivel del mar y crucero¹⁹⁹

$$V_{max} = \left[\frac{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max} \left(\frac{W}{S}\right) + \left(\frac{W}{S}\right) \sqrt{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max}^2 - \frac{4 C_{D0}}{\pi e AR}}}{\rho C_{D0}} \right]^{1/2}$$

La ecuación 13.19 fue derivada de la 7.2 para poder calcular el empuje necesario para alcanzar la velocidad máxima, se ve que se debe realizar un sondeo para determinar el empuje disponible dado que está presente en ambos lados de la ecuación y la única alternativa sería resolver la ecuación por métodos numéricos, lo cual sale del alcance del presente análisis.

Ecuación 13.19. Empuje requerido para alcanzar la velocidad máxima²⁰⁰

$$T_A = W * \left(\frac{\rho C_{D0} V_{max}^2 - \left(\frac{W}{S}\right) \sqrt{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max}^2 - \frac{4 C_{D0}}{\pi e AR}}}{\left(\frac{W}{S}\right)} \right)$$

$$T_A = 19000 * \left[\frac{0.0014962 * 0.0238437 * (337.562)^2 - \left(\frac{19000}{580}\right) \sqrt{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max}^2 - \frac{4 * 0.0238437}{\pi * 0.7436 * 10.5}}}{\left(\frac{19000}{580}\right)} \right]$$

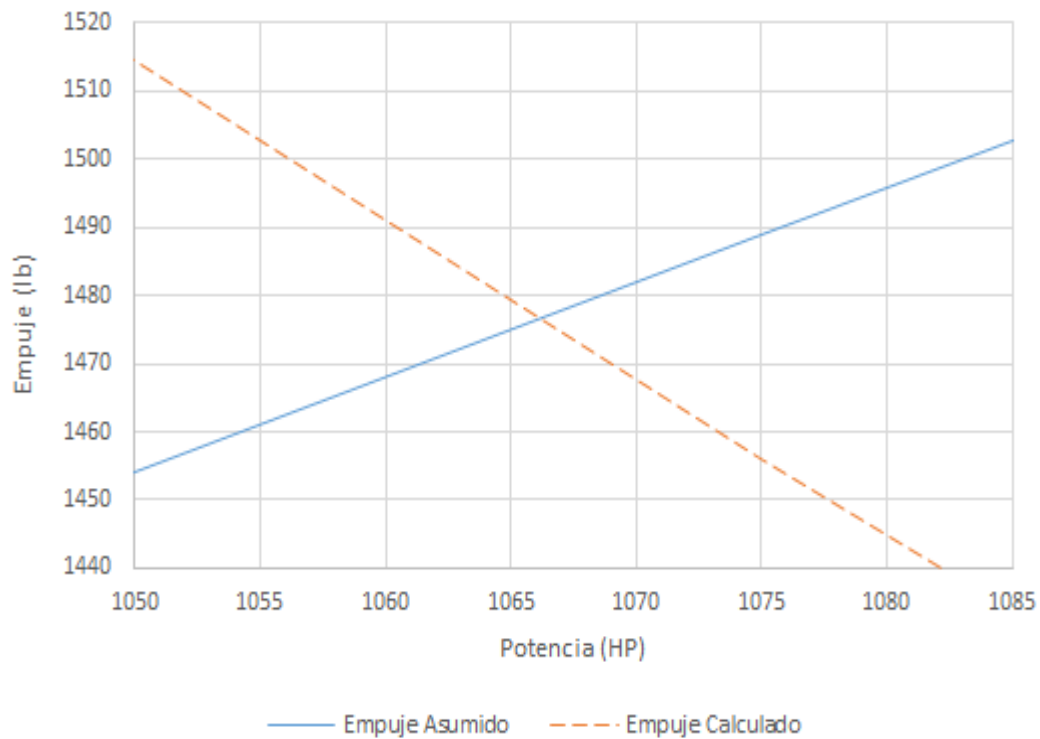
$$T_A = 19000 * \left[0.1240922887 - \sqrt{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max}^2 - 3.88825 \times 10^{-3}} \right]$$

¹⁹⁹ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. 4ta ed. New York: McGraw-Hill, 2005. p. 383

²⁰⁰ Es la misma ecuación 7.2 despejada por la autora.

Finalmente el sondeo dio como resultado la gráfica 13.41, con lo cual se obtiene que entre los dos motores se debe producir 1066 SHP para alcanzar el empuje necesario para alcanzar la velocidad máxima.

Gráfica 13.41. Sondeo de potencia requerida para máxima velocidad



Fuente: Autora

Con lo que se ve que la aeronave está en capacidad de alcanzar la velocidad máxima solicitada al máximo peso.

13.7 TASA DE ASCENSO

La tasa de ascenso es la velocidad vertical con la que la aeronave gana altura de forma constante y depende de la potencia requerida contra la potencia disponible.

Ecuación 13.20. Tasa de ascenso ²⁰¹

$$R/C = \frac{P_A - P_R}{W}$$

Donde

R/C Tasa de ascenso ft/min

La potencia disponible se tomó del Anexo B y la potencia requerida ya ha sido calculada anteriormente, para el C_{D0} se tomó el valor 0.0238437 para despegue y crucero dado que sería el de la aeronave durante el ascenso bien sea luego de despegar o en crucero para cambiar el nivel del vuelo.

Las gráficas 13.42 y 13.43 muestran la tasa de ascenso de la aeronave despegando desde nivel del mar y utilizando la máxima potencia tanto de los dos motores como de uno solo en caso de fallo, mientras en la tabla 13.12 se resumen los resultados obtenidos.

Tabla 13.12. Tasa de ascenso

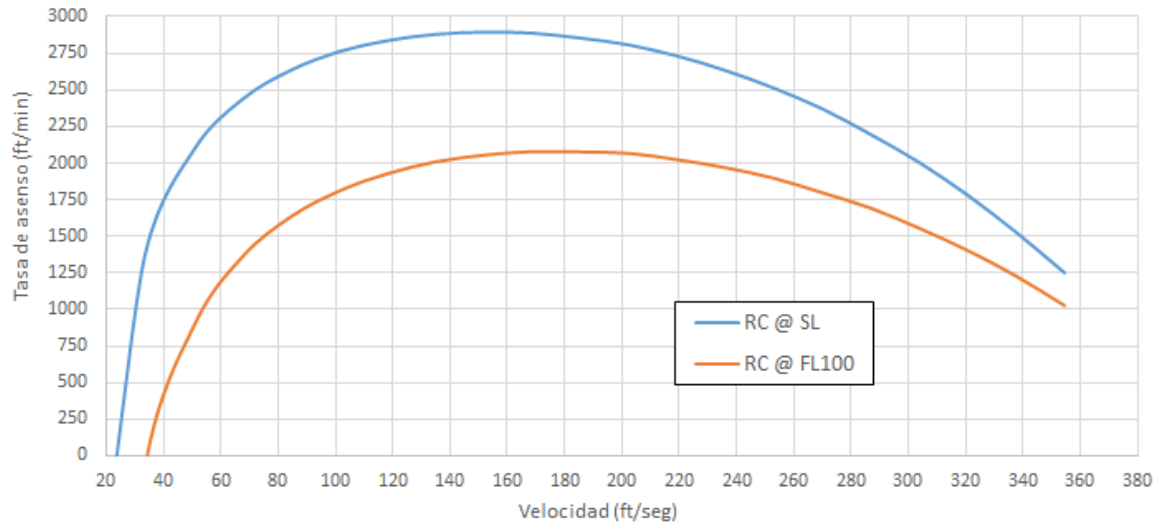
Cantidad de Motores operativos	Altitud de despegue (ft)	R/C max (ft/min)	Velocidad (ft/seg)
1	0	1123.20	151.90
	10000	662.83	168.78
2	0	2894.78	151.90
	10000	2078.36	168.78

Fuente: Autora

Los requisitos pedían que las tasas de ascenso con un solo motor y con dos motores fueran iguales o mayores a 500 ft/min y 1500 ft/min respectivamente, con los resultados de la tabla 13.12 se aprecia que ese requisito fue ampliamente excedido.

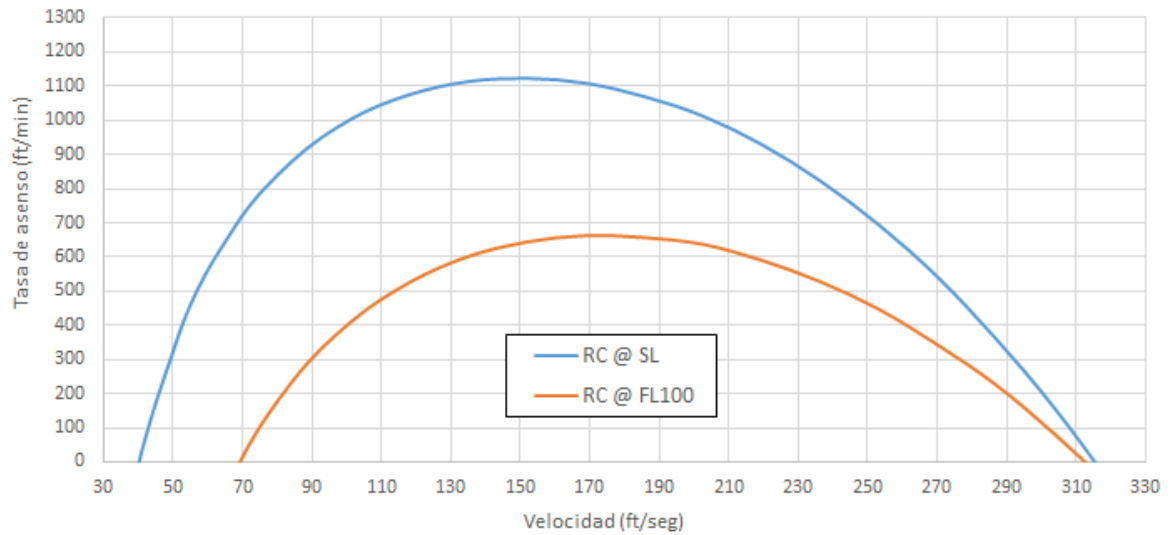
²⁰¹ ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. 4ta ed. New York: McGraw-Hill, 2005. p.386

Gráfica 13.42. Tasa de ascenso a máximo peso y los dos motores a máxima potencia



Fuente: Autora

Gráfica 13.43. Tasa de ascenso a máximo peso y solo un motor a máxima potencia



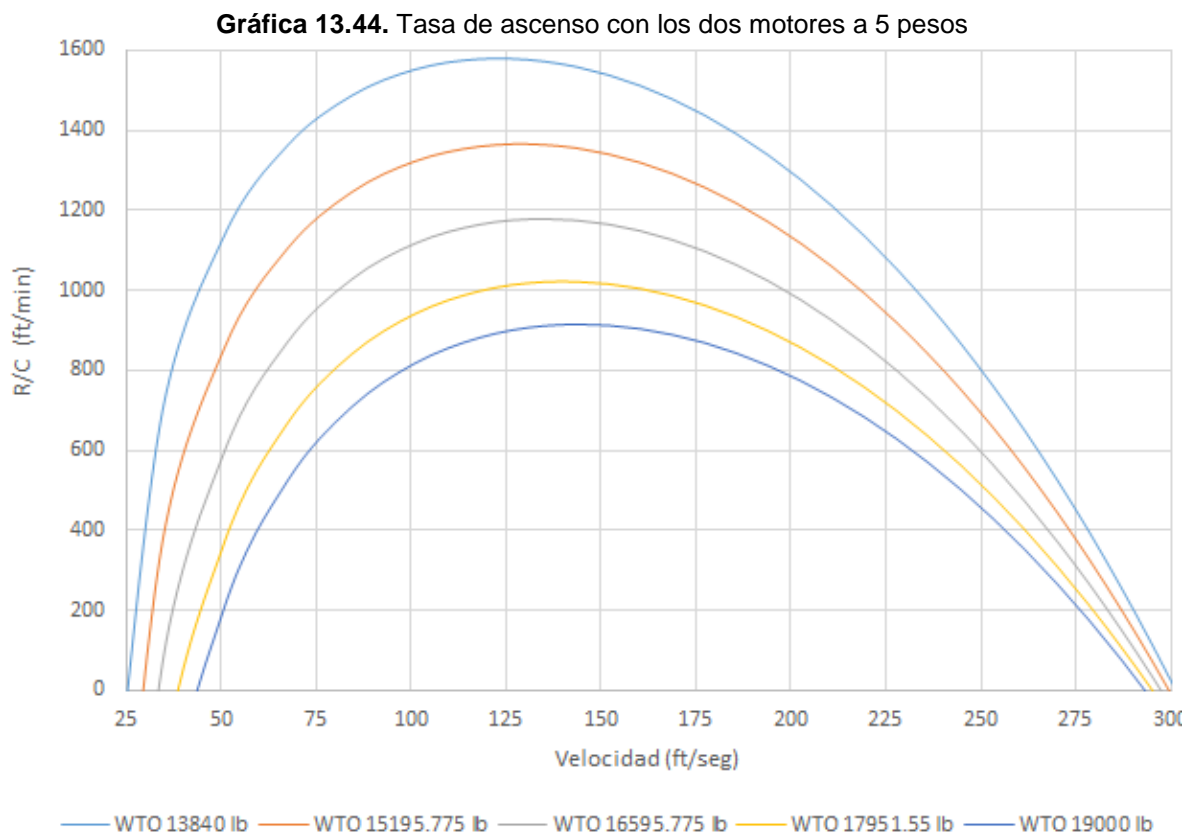
Fuente: Autora

13.8 TECHO DE SERVICIO y ABSOLUTO

El techo de servicio absoluto está definido como la altura a la cual la R/C es igual a cero, mientras el techo de servicio es aquella altura a la cual el R/C es de 100 ft/min²⁰². En los requisitos se estableció un techo de servicio de 25000 pies por lo que se debe comprobar si la aeronave cumple el requisito.

Según el numeral 13.7 se determinó que la mejor velocidad de ascenso es de 151.9 ft por lo que utilizando el anexo B se determinó que la potencia suministrada por cada motor a dicha velocidad es de 521 SHP, con ello se calculó la tasa de ascenso siguiendo el mismo procedimiento del numeral anterior a los cinco pesos de la tabla 13.11, dando como resultado la gráfica 13.44 y 13.45 para la tasa de ascenso con uno y dos motores.

La grafica 13.44 muestra que con los dos motores la aeronave supera la tasa de ascenso de 100 ft/min, por lo cual la aeronave no solo estaría en capacidad de alcanzar el techo solicitado de 25000 ft sino que estaría en capacidad de superarlo.

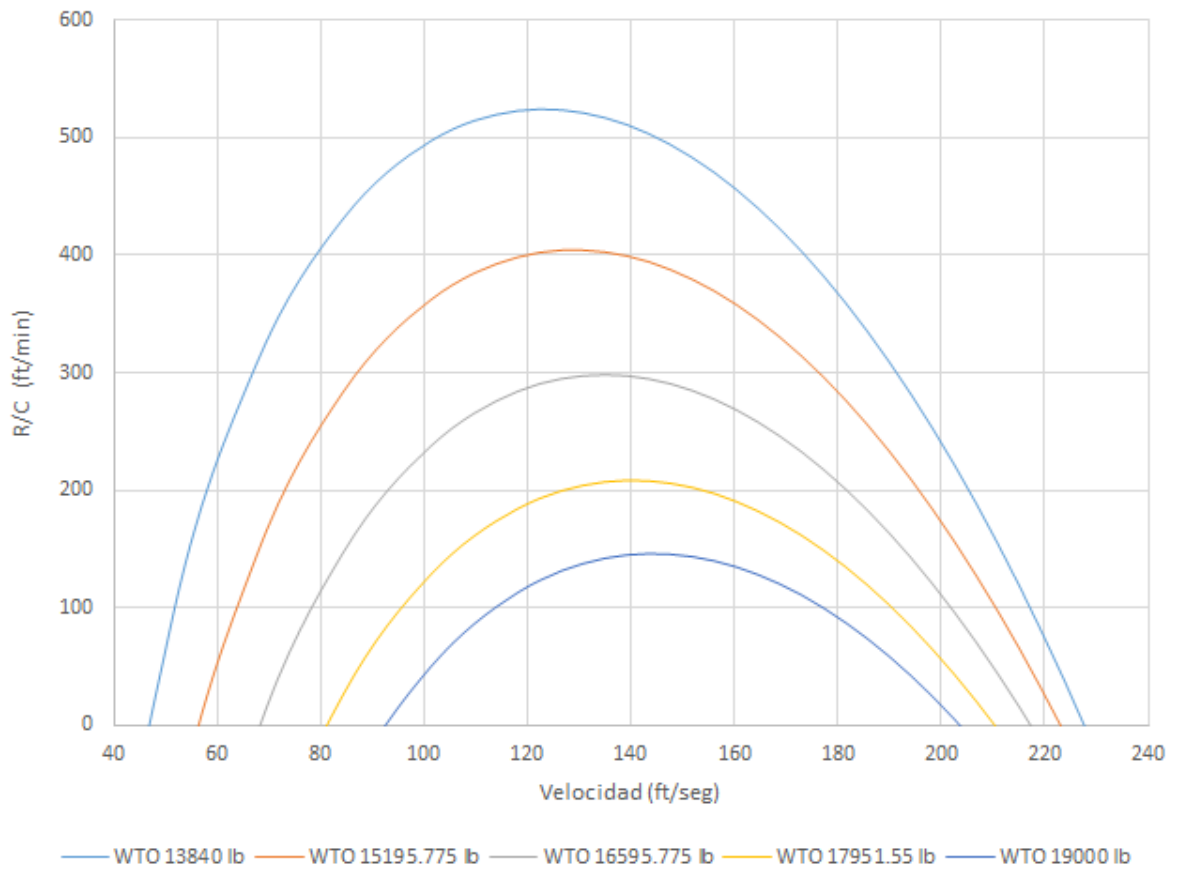


Fuente: Autora

²⁰² Ibid, Pagina 395

La grafica 13.45 muestra la tasa de ascenso con un solo motor operativo, se ve que incluso con un solo motor operativo al máximo peso la aeronave está en capacidad de superar los 25000 ft de altura.

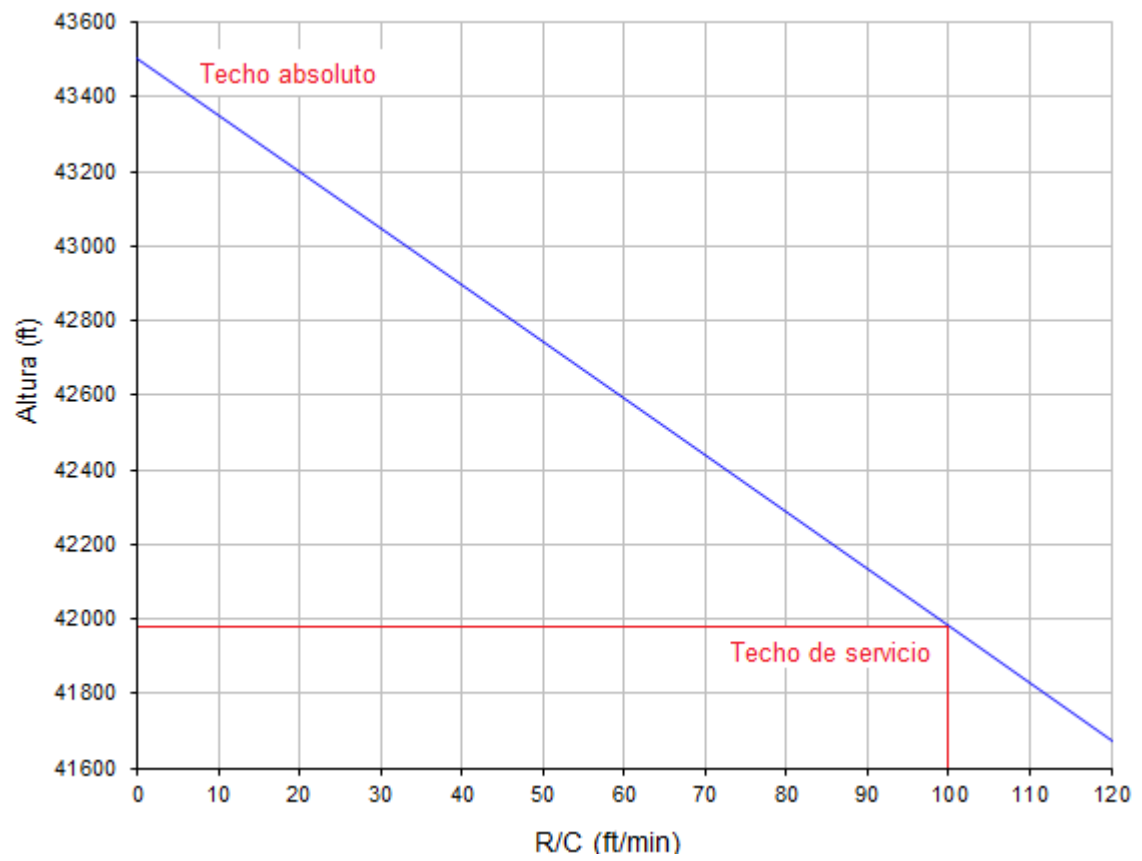
Gráfica 13.45. Tasa de ascenso con un solo motor operativo a 5 pesos



Fuente: Autora

Se calculó con la ecuación 13.20 la variación de la tasa de ascenso en función de la altura, lo cual dio como resultado la gráfica 13.46, donde se ve que la aeronave está en la capacidad de alcanzar un techo de servicio de 41.982 ft y un techo absoluto de 43.520 ft, con los dos motores operativos.

Gráfica 13.46. Techo absoluto y techo de servicio



Fuente: Autora

14. AERONAVE FINAL DE CARGA GRIZZLY

Concluido el diseño preliminar de la aeronave de carga Grizzly categoría commuter en el presente capitulo se realizaron diferentes renders en CAD de la aeronave.

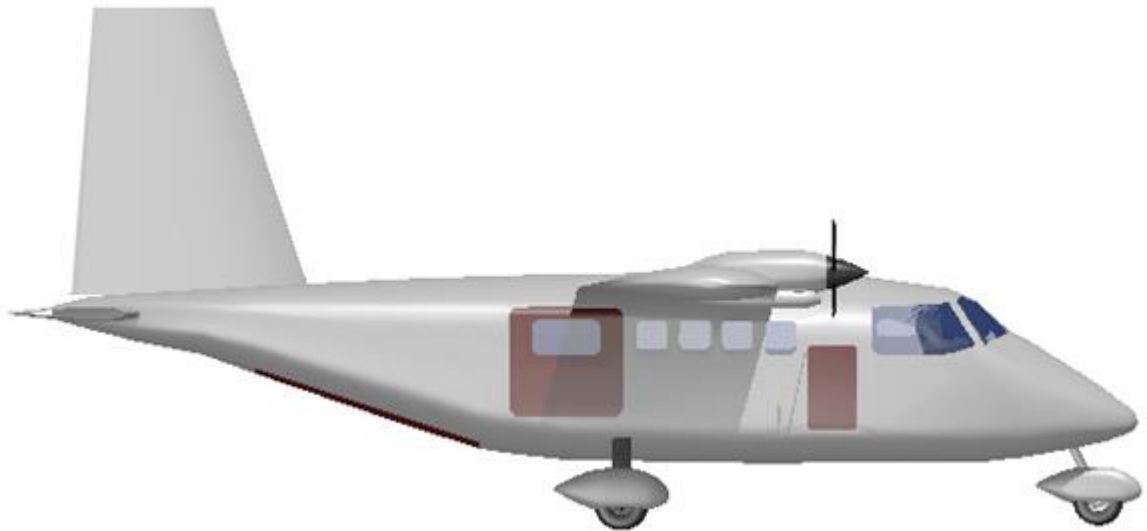
La figura 14.1 es el logo utilizado para la aeronave, las figuras 14.2 a 14.5 muestran la vista lateral, frontal, superior y trasera respectivamente, mientras las figuras 14.6 y 14.7 muestran dos vistas en perspectiva.

Figura 14.1. Logo del proyecto – Aeronave de carga Grizzly



Fuente: Autora

Figura 14.2. Vista lateral



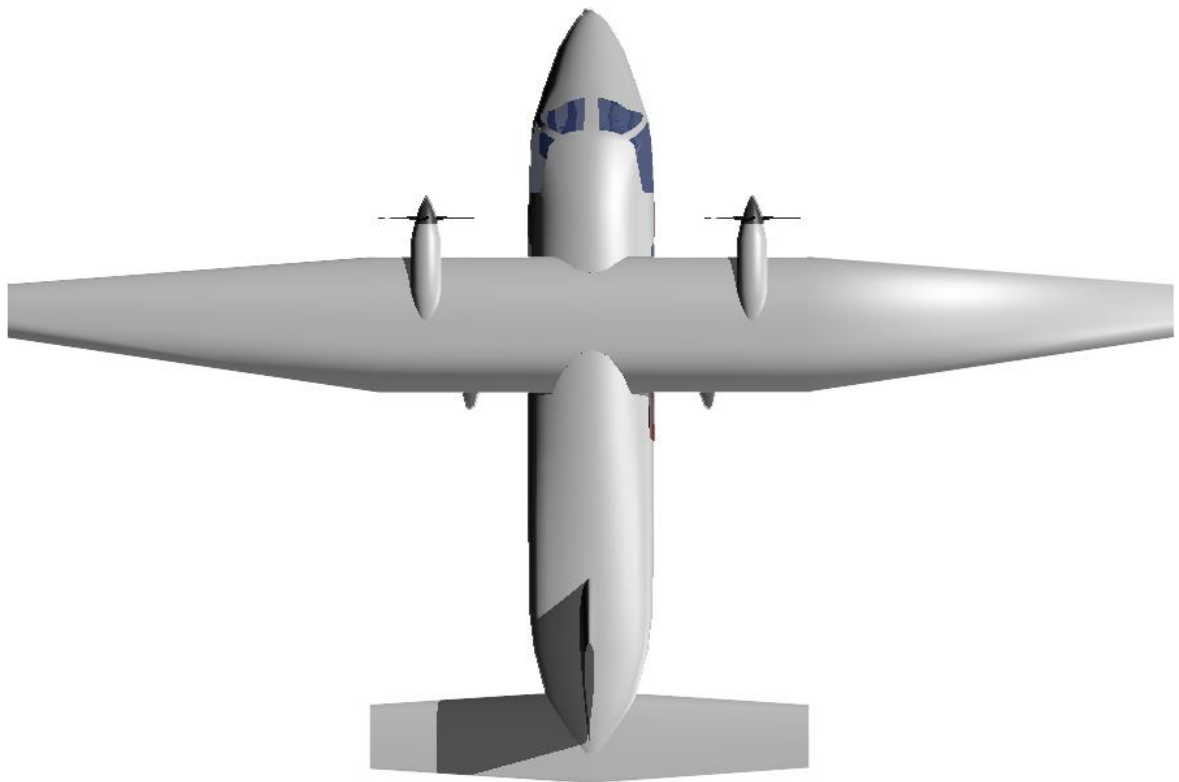
Fuente: Autora

Figura 14.3. Vista frontal



Fuente: Autora

Figura 14.4. Vista superior



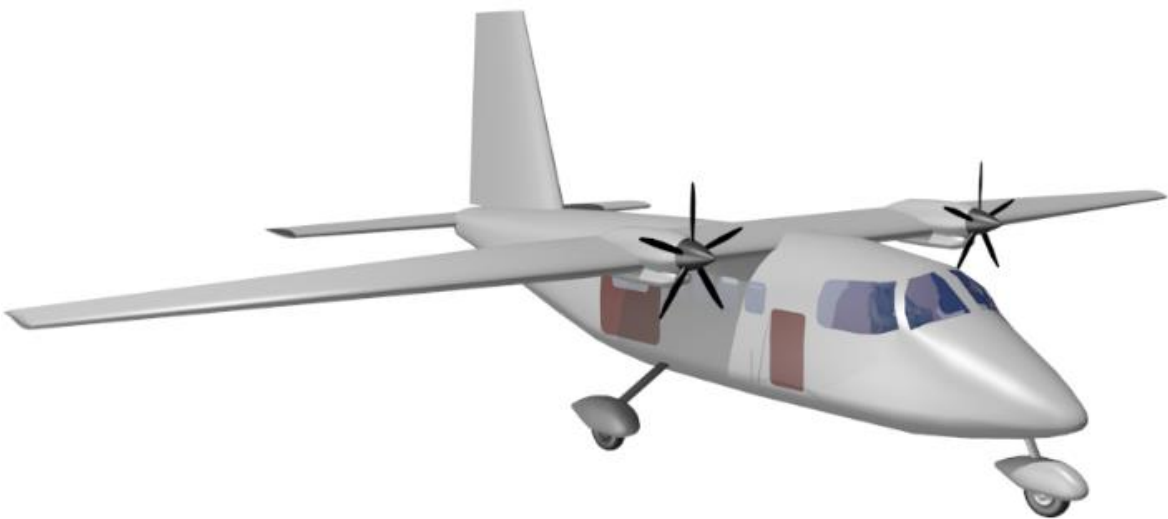
Fuente: Autora

Figura 14.5. Vista trasera



Fuente: Autora

Figura 14.6. Vista en perspectiva 1



Fuente: Autora

Figura 14.7. Vista en perspectiva 2



Fuente: Autora

15. CONCLUSIONES

Se mostró que es posible realizar el diseño conceptual y preliminar de una aeronave de carga categoría commuter capaz de adaptarse a las necesidades del país.

Se logró una distribución casi elíptica al ajustar los ángulos de incidencia y de twist geométrico con el teorema de línea de sustentación.

Se probó que los motores Honeywell Garrett TPE 331-10J proporcionan una potencia superior con un consumo de combustible inferior a los motores equivalentes de los Pratt & Whitney.

El performance obtenido demostró que la configuración desarrollada cumple con todos los requisitos que guiaban el diseño, superando en todos los casos las exigencias.

Para cumplir con el rango solicitado la aeronave necesita 2 horas 46 minutos, y la aeronave tiene capacidad de vuelo de 3 horas 33 minutos, por lo cual cumple con el rango solicitado de 540 nm y está en capacidad de hacer un loiter de 30 minutos, tiempo tras el cual podría intentar aterrizar o volar a un aeropuerto alterno.

La velocidad de pérdida con flaps se pedía en 109.707 ft/seg y se obtuvo una V_{stall} de 107.7 ft/seg con flaps a 35° y de 106.14 ft/seg con flaps a 40° lo cual corresponde a una mejora sobre los requisitos de 1.7% y de 3.25% respectivamente.

A peso máximo con un solo motor la aeronave está en capacidad de volar de manera segura dado que alcanza una velocidad cercana a los 270 ft/seg, lo cual es un 252% superior a la velocidad de pérdida.

Se demostró que la aeronave está en capacidad de operar a nivel del mar y a una densidad altitud equivalente a 6000 ft con temperatura de 40°C, densidad de FL100, obteniéndose los siguientes resultados, en pista preparada un performance superior al pedido en 30.7% a nivel del mar, de 7.69% a FL100 y de 25.38% a nivel del mar y de 1.53% a FL100 para pistas no preparadas.

Para la tasa de ascenso con los dos motores operativos se pedía una tasa de ascenso de 1500 ft/min obteniéndose un rendimiento superior en 1.92 y 1.38 veces para despegues a nivel del mar y FL100 respectivamente.

Para un solo motor operativo se pedía 500 ft/min, obteniéndose un rendimiento superior en 2.24 y 1.32 veces despegando a nivel del mar y a FL100 respectivamente, lo cual garantiza que a pesar de perder un motor durante la fase de ascenso el piloto pueda volver al aeropuerto al estar en capacidad de ganar altura de manera rápida para evitar posibles obstáculos.

Se solicitaba un techo de servicio de 25000 ft, obteniéndose que la aeronave a carga máxima no solo está en capacidad de alcanzarla sino de superar dicha altitud inclusive solo con un motor operativo, dado que a esa altitud la aeronave tiene una tasa de ascenso 1.5 veces superior a los 100 ft/min que solicita la norma FAR23.

Se realizó una configuración de flaperones tipo single slot y de flaps tipo double-slot esto garantiza que al tener los alerones un flujo propio estén con mayor energía lo que otorga un mayor control de giro.

El análisis de estabilidad y control demostró que la aeronave es capaz de ser controlada de manera segura sobre su eje lateral y vertical.

Se logró realizar el dimensionamiento del estabilizador horizontal de manera tal que se obtuvo un margen estático de 10% en la peor condición de c.g., ello asegura el control sobre la aeronave en todas las condiciones de peso.

Se probó analíticamente que el estabilizador vertical está en capacidad de recuperar el control sobre la aeronave en caso de spin.

El desarrollo del modelo CAD en paralelo a la evolución del diseño se mostró muy importante dando que ayudo a la determinación de áreas de referencia, áreas húmedas y a dar una idea global del desarrollo de todo el proyecto.

16. RECOMENDACIONES

El desarrollo del presente trabajo de diseño preliminar ha mostrado que para futuras investigaciones en el tema es relevante abordar los siguientes temas.

- Realizar la fabricación de un modelo detallado de la aeronave de carga Grizzly para confirmar las características aerodinámicas calculadas analíticamente.
- Se recomienda determinar las cargas de vuelo actuantes sobre la aeronave.
- Desarrollar el dimensionamiento y el diseño detallado de la estructura de la aeronave.
- Analizar, diseñar y caracterizar un sistema manipulación para aeronaves de carga.

BIBLIOGRAFÍA

1976 STANDARD ATMOSPHERE CALCULATOR. [EN LÍNEA] Disponible <<http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>>

ABBOTT, Ira H. y DOENHOFF, Von. Theory of wing sections. New York: McGraw-Hill, 1959. 693p

ANDERSON, Jhon. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw-Hill, 1999. 600p.

ANDERSON, Jhon. Introduction to flight. New York: McGraw-Hill, 2005. 767p.

BOWMAN, Martin. Lockheed C-130 Hércules. Berkshire, England 1999. ISBN 1681262051. 160p.

BRANDT, Steve, RANDALL Stiles, BERTIN, Jhon y WHITFORD, Ray. Introduction to Aeronautics A Design Perspective. Virginia: AIAA, 2004. 517p.

CIAC, Corporación de la Industria Aeronáutica Colombia. Informe de gestión. Colombia: CIAC, 2012. 72p.

CURREY, Norman, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. Ohio: AIAA, 1988. 372p.

EL ARAVA, UN AVIÓN VERSÁTIL DE LA FUERZA AÉREA COLOMBIANA. [EN LÍNEA] Disponible <<https://www.fac.mil.co/?idcategoria=5609/>>

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulation 23, Estados Unidos: 2013. p. 211.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Honeywell, type certificate data sheet e4we - revision 33, Phoenix, AZ: 2003. 15p.

FORERO, Mayor (r) Oscar. Alas Militares Colombianas. Colombia: Ed. Andes: 1981. 480p.

GUDMUNDSSON, Snorri. General Aviation Aircraft Design. Estados Unidos: Elsevier, 2014. 1030p.

HOAK, Donald; ANDERSON, R. y GOSS, Charles. USAF Stability and control DATCOM, (Design Reference) Long Beach. 147p.

HARTZELL PROPELLER INC. Manual 159, application guide. Ohio: Hartzell, 2013. 1580p.

HOLLMAN, Martin. Modern Aircraft Design, Volume 1 Edition 2. 236p.

HONEYWELL. TPE 331 Pilot tips. Estados Unidos: Honeywell, 2004. 116p.

McCORMICK, Barnes. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. Canada: Jhon Wiley & Sons Ltda. 1995. 672p.

MICHELLIN. Aircraft tire data. Estados Unidos: Michellin. 59p.

NELSON, Robert. Flight stability and automatic control. United States: McGraw-Hill, 1989. 440p.

NICOLAI, Leland y CARICHNER, Grant. Fundamentals of aircraft and airship design, Volume I. Virginia: American Institute of aeronautics and Astronautics, 2010. 445p.

PRATT & WHITNEY CANADA CORP. Factsheet PT6A-25C, Turboprop. Quebec: Pratt & Whitney. 2p.

PRIMER MANTENIMIENTO MAYOR [EN LÍNEA]

Disponible <<http://www.webinfomil.com/2011/09/primer-mantenimiento-mayor-pdm.html>>

RAYMER, Daniel. Aircraft design: A conceptual Approach. 4ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. 918p.

ROSKAM, Jan y LAN, Edward. Airplane Aerodynamics and performance. Estados Unidos: Design, analysis and research corporation, 1997. 699p.

ROSKAM, Jan. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985. 215p.

ROSKAM, Jan. Airplane design. Part II: Preliminary configuration design and integration of the propulsion system. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1985. 324p.

ROSKAM, Jan. Airplane design. Part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing, and empennage: cutaways and inboard profiles. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1986. 462p.

ROSKAM, Jan. Airplane design. Part V: Component weight estimation. Ottawa, Kansas: University of Kansas, 1986. 226p.

SADRAY, Mohammad. Aircraft design. A systems engineering Approach. United Kingdom, Jhon Wiley & Sons Ltda. 2013.800p.

TORENBEEK, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Holanda: Delf university press, 1982. 597p.

USAF, United States Air Force, Capability Request for Information (CRFI). USAF: Estados Unidos, 2009. 10p.

ANEXO A – LÍNEA BASE

La línea base fue desarrollada con el libro Jane's All the World Aircraft, por el autor C.G Grey, y Leonard Bridgman. Estos libros fueron publicados en diferentes años, años los cuales se especifican en la casilla de referencia bibliográfica.

	CARACTERÍSTICAS	UNIDADES DE MEDICIÓN	CASA 212-100	CASA 212-400	IAI ARAVA
REFERENCIA BIBLIOGRÁFICA	Página-año		188-1975	76-2005	126-1975
DIMENSIONES	Largo	(m)	15,2	16,15	12,95
	Envergadura	(m)	19	20,27	20,88
	Cuerda Raiz	(m)	2,5	2,5	2,09
	Cuerda punta	(m)	1,25	1,25	2,09
	Alto	(m)	6,3	6,6	5,21
	Ancho Cabina	(m)	1,7	1,68	2,33
	Altura Cabina	(m)	4	1,8	1,75
	Relación de taperado	-	0,5	0,5	1
	AR	-	9	-	10
	Wheel track	(m)	-	-	3,99
	Wheel base	(m)	-	-	4,62
	S ala	(ft2)	430,56	441,3	470,2
	Perfil Critico	-	-	-	63215a417
	HT	(ft2)	79,22	-	-
	Airfoil	Raiz	653-218	-	-
		Punta	-	-	-
PESOS	WE	(lb)	8609	10031	8816
	WTO	(lb)	13889	17857	15000
	Wpl	(lb)	4410	6504	5184
	W/S	(lb/ft2)	32,25798959	40,4645366	31,90131859
	W fuel	(us gal)	554	539	440
		(lb)	3601	3503,5	2860
PLANTA MOTRIZ	MOTOR		tpe-331-5-251c	tpe-331-12jr-701c	p&w pt6a-34
	# motores	-	2	2	2
	Potencia c/u	(hp)	776	925	750
	P total	(hp)	1552	1850	1500
	hp/wto	(hp/lb)	0,111743106	0,103600829	0,1

	CARACTERÍSTICAS	UNIDADES DE MEDICIÓN	CASA 212-100	CASA 212-400	IAI ARAVA
	VNE	(knots)	240	-	215
Performance	Max velocidad	(knots)	199	-	176
	Max crucero	(knots)	194	195	172
	Stall velocidad (Knots)	Vso	62	-	62
		VS	72	-	75
	Tasa de ascenso	ft/m	1800	-	1270
	Despegue(50 ft)	0 ft	1148	-	730
		50 ft	1588	1925	1180
	Aterrizaje (50 ft)	0 ft	679	-	390
		50 ft	1263	1730	930
	Techo	(ft)	26700	26000	24000
	Range max fuel	(nm)	949	800	700
	Range max payload	(nm)	258	-	175

	Características	Unidades de medición	Short 330	Short SC. 7 Skyvan	DHC-6 300 Twin Otter
Referencia Bibliográfica	Página-año		284-1982	235-1975	45-1982
DIMENSIONES	Largo	(m)	17,69	12,21	15,77
	Envergadura	(m)	22,76	19,79	19,81
	Cuerda Raíz	(m)	1,85		1,98
	Cuerda punta	(m)	-	1,78	1,98
	Alto	(m)	4,95	4,6	5,66
	Ancho Cabina	(m)	-	-	-
	Altura Cabina	(m)	-	-	-
	Relación de taperado	-	-	-	1
	AR	-	-	-	10
	Wheel track	(m)	-	-	-
	Wheel base	(m)	-	-	-
	S ala (ft2)	(ft2)	453	373	420
	Perfil Critico	-	-	-	-
	HT (ft2)	(ft2)	83,6	-	100
	Airfoil	Raiz	-	-	-
		Punta	-	-	-

	Características	Unidades de medición	Short 330	Short SC. 7 Skyvan	DHC-6 300 Twin Otter
PESOS	WE	(lb)	14700	7314	7320
	WTO	(lb)	22900	12500	12500
	Wpl	(lb)	7500	4600	4280
	W/S	(lb/ft2)		33,51206434	29,76190476
	W fuel	(us gal)	50,55187638	-	381
		(lb)	576	-	2476,5
PLANTA MOTRIZ	MOTOR		3744		pt6a-27
	# motores	-	-	2	652
	Potencia c/u	(hp)	2	-	2
	P total	(hp)	1198	-	1304
	hp/wto	(hp/lb)	2396	-	0,10432
	VNE	(knots)	0,104628821	-	-
	Max velocidad	(knots)	-	-	-
	Max crucero	(knots)	190	-	182
	Stall velocidad (Knots)	Vso	160	60	58
		VS	73	-	74
	Tasa de ascenso	ft/m	-	1640	1600
	Despegue(50 ft)	0 ft	1180	850	700
		50 ft	-	1260	1200
	Aterrizaje (50 ft)	0 ft	3800	695	515
		50 ft	-	2040	1050
	Techo	(ft)	3380	-	26700
	Range max fuel	(nm)	-	162	700
	Range max payload	(nm)	758	-	-
Performance					

	Características	Unidades de medición	PZL M-28	Dornier Do228	Dornier Do-128-2
Referencia Bibliográfica	Página-año		411-2005	99-1982	97-1985
DIMENSIONES	Largo	(m)	13,1	16,56	11,41
	Envergadura	(m)	22,06	16,97	15,55
	Cuerda Raiz	(m)	2,2		1,9
	Cuerda punta	(m)	1,1		1,9
	Alto	(m)	4,9	4,86	3,9
	Ancho Cabina	(m)	-	-	-
	Altura Cabina	(m)	-	-	-

	Características	Unidades de medición	PZL M-28	Dornier Do228	Dornier Do-128-2
PESOS	Relación de taperado	-	0,5	-	1
	AR	-	12,3	-	8,33
	Wheel track	(m)	-	-	-
	Wheel base	(m)	-	-	-
	S ala (ft2)	(ft2)	427,5	344,4	312,2
	Perfil Critico	-	-	-	-
	HT (ft2)	(ft2)	95,26	-	82,3
	Airfoil	Raiz	-	-	23018
		Punta	-	-	23018
	WE	(lb)	9039	6495	5172
	WTO	(lb)	16534	12566	8470
	Wpl	(lb)	4409	4993	1775
	W/S	(lb/ft2)	38,67602339	36,48664344	27,13004484
	W fuel	(us gal)	602	-	235
		(lb)	3913	-	1527,5
PLANTA MOTRIZ	MOTOR		pt6a-65b	tpe331-5	
	# motores	-	1100	2	2
	Potencia c/u	(hp)	2	715	380
	P total	(hp)	2200	1430	760
	hp/wto	(hp/lb)	0,133059151	0,113799141	0,089728453
	VNE	(knots)	-	-	
Performance	Max velocidad	(knots)	191		175
	Max crucero	(knots)	146	233	147
	Stall velocidad (Knots)	Vso	-	-	35
		VS	67	-	56,5
	Tasa de ascenso	ft/m	2165	2050	1025
	Despegue(50 ft)	0 ft	835	1362	920
		50 ft	1065	1725	1835
	Aterrizaje (50 ft)	0 ft	855	-	748
		50 ft	1835	-	1280
	Techo	(ft)	25000	29600	25200
	Range max fuel	(nm)	809	621	1551
	Range max payload	(nm)	432	-	346

	Características	Unidades de medición	EMB 110 Bandeirante	Metroliner	GAF Nomad
Referencia Bibliográfica	Página-año				15 -75
DIMENSIONES	Largo	(m)	14,23	18,09	12,56
	Envergadura	(m)	15,32	17,37	16,46
	Cuerda Raiz	(m)	2,32	-	1,81
	Cuerda punta	(m)	1,35	-	1,81
	Alto	(m)	4,13	5,08	5,52
	Ancho Cabina	(m)	1,7	-	-
	Altura Cabina	(m)	-	-	-
	Relacion de taperado	-	0,581896552	-	1
	AR	-	8,1	-	9,11
	Wheel track	(m)	4,94	-	3,23
	Wheel base	(m)	4,56	-	3,65
	S ala (ft2)	(ft2)	312	309,3	324
	Perfil Critico	-	-	-	NACA 23018
	HT (ft2)	(ft2)	58,4	-	78
	Airfoil	Raiz	-	-	-
		Punta	-	-	-
PESOS	WE	(lb)	7451	8736	2019
	WTO	(lb)	12345	15998	8500
	Wpl	(lb)			3834
	W/S	(lb/ft2)	39,56730769	51,72324604	26,2345679
	W fuel	(us gal)	454		
PLANTA MOTRIZ		(lb)	2951	0	1819
	MOTOR		P&W PT6A-27	TPE-331-IIUG-601G	allison b17b
	# motores	-	2	2	2
	Potencia c/u	(hp)	680	1100	400
	P total	(hp)	1360	2200	800
	hp/wto	(hp/lb)	0,110166059	0,13751719	0,094117647
	VNE	(knots)	300	-	-
Performance	Max velocidad	(knots)	234	-	-
	Max crucero	(knots)	228	-	168
	Stall velocidad (Knots)	Vso	71,5	-	47
		VS		-	65
	Tasa de ascenso	ft/m	1700	-	1410
	Despegue(50 ft)	0 ft	1245	-	720
		50 ft	1770	-	1350

	Características	Unidades de medición	EMB 110 Bandeirante	Metroliner	GAF Nomad
	Aterrizaje (50 ft)	0 ft	1150	-	620
		50 ft	2230	-	1295
	Techo	(ft)	26250	-	22500
	Range max fuel	(nm)	1197	-	855
	Range max payload	(nm)	-	-	-

	Características	Unidades de medición	Let L-410uvp Turbolet	Harbin Y-11
Referencia Bibliográfica	Página-año		58-1985	55-1982
DIMENSIONES	Largo	(m)	14,467	12,017
	Envergadura	(m)	19,478	17
	Cuerda Raiz	(m)	2,534	-
	Cuerda punta	(m)	-	-
	Alto	(m)	5,829	
	Ancho Cabina	(m)	-	0,988
	Altura Cabina	(m)	-	1,22
	Relacion de taperado	-	-	-
	AR	-		8,5
	Wheel track	(m)	-	-
	Wheel base	(m)	-	-
	S ala (ft2)	(ft2)	378,67	365,97
	Perfil Critico	-	-	-
	HT (ft2)	(ft2)	69	-
	Airfoil	Raiz	63a418	-
		Punta	63a412	-
PESOS	WE	(lb)	8378	4519
	WTO	(lb)	12786	7715
	Wpl	(lb)	2888	1918
	W/S	(lb/ft2)	33,76554784	21,08096292
	W fuel	(us gal)	340	140
		(lb)	2210	860
PLANTA MOTRIZ	MOTOR		-	-
	# motores	-	2	2
	Potencia c/u	(hp)	730	285

	Características	Unidades de medición	Let L-410uvp Turbolet	Harbin Y-11
	P total	(hp)	1460	570
	hp/wto	(hp/lb)	0,114187392	0,073882048
	VNE	(knots)	194	-
Performance	Max velocidad	(knots)		119
	Max crucero	(knots)	197	102
	Stall velocidad (Knots)	Vso	61	-
		VS	78	57
	Tasa de ascenso	ft/m	1535	807
	Despegue(50 ft)	0 ft	1312	-
		50 ft	1706	-
	Aterrizaje (50 ft)	0 ft	1000	-
		50 ft	2657	-
	Techo	(ft)	19700	13125
	Range max fuel	(nm)	-	537
	Range max payload	(nm)	-	-

ANEXO B – DATOS DE MOTOR

TPE331-10 TURBOPROP ENGINE

Specifications -

(Sea level-standard day)

Power output:	shp	940
	shp (thermo)	1,000
	eshp	944
	eshp (thermo)	1,045
ESFC:		0.534
RPM:	gas gen	41,730
	shaft output	2,000
		(cw from rear)
		1,591
		(ccw from rear)

Weight:	385 lb
Pressure ratio:	10.55
Airflow:	7.7 lb/sec
Fuel:	Jet A, Jet B, Jet A-1, JP-8, JP-1, JP-4, JP-5, JP8+100
Oil:	Mil-L-23699B Mil-L-7808 Type I/Type II
Electrical:	24 vdc, 16.2 amp (max)

(Demonstrated)	
Start capability:	SL-30,000 ft No minimum O.A.T. to + 55°C

(Demonstrated)	
Operational limits:	SL-45,000 ft No minimum O.A.T. to + 55°C

Compressor bleed:	high pressure 10% (max)
-------------------	----------------------------

*Available in cw and ccw

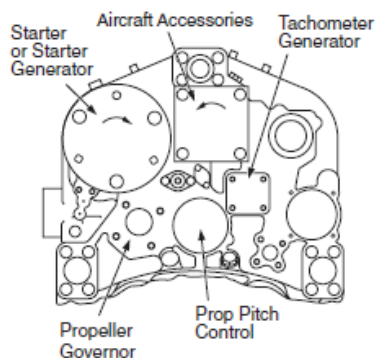
Basic Engine Includes

- Control System
 - Single Red Line /Auto-Start Controller
 - Hydromechanical Fuel Control
- Propeller Governor
- Fuel Pump
- Fuel Shutoff Valve,
- Fuel Anti-ice Heating System
- Dual Continuous Ignition System
- Lubrication System
- Propeller-Pitch Control
- Oil Temperature-Sensing Bulb
- Negative-Torque-Sensing (NTS) System
- Beta-Pressure Sensing Switch
- Fire-Shield Adapter
- Propeller Flange
- Torque and Temperature Limiting

- Fuel Purge System
- Air Speed and Ambient Pressure Ratio Transducer

Optional Accessories/Features

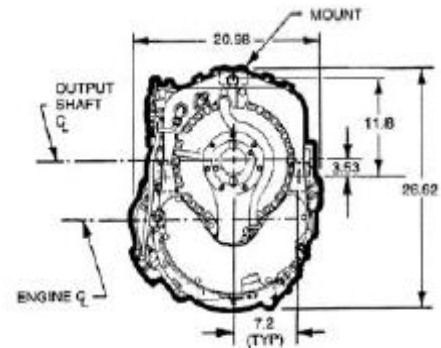
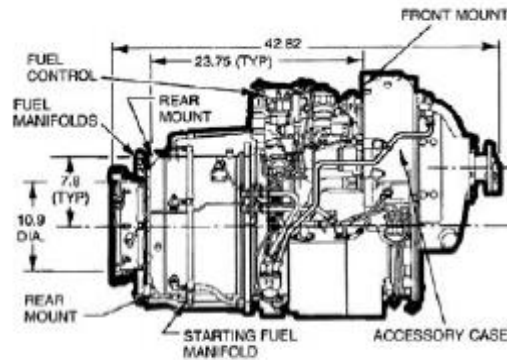
- Water Methanol Augmentation Manifold
- Aluminum Gearbox



Honeywell

Nominal Use	Type of Drive (One Each)	AND Drive Modifications	Rotation Facing Drive Pad and rpm	Maximum Torque (lb-in)			Overhung Moment (lb-in)
				Continuous	Overload	Static	
Aircraft Accessory	AND20001 Type XI-B (Modified)	Rotation and rpm	CCW 3,959	250	375	1,650	125
Starter or Starter-Generator or Alternator	AND20002 Type XII-D (Modified)	Rpm, T_C , T_O , and Stud Pattern Rotated 30 Degrees	CCW 10,887	300	600	2,200	500
Tachometer-Generator	AND20005 Type XV-B (Modified)	Shorter Studs and Thread Lengths	CW 4,187	7	—	50	25
Propeller Governor	AND20010 Type XX-A (Modified)	Rpm, Stud Length, and Negative-Torque-System Supply Port	CW 3,754	125	188	825	125
Propeller Pitch Control	Mounting Pad Provided		None			30	

CCW = Counterclockwise CW = Clockwise T_C = Continuous torque T_O = Torque overload T_S = Static torque



Honeywell

1944 East Sky Harbor Circle

Phoenix, AZ 85034

800-601-3099

602-365-3099

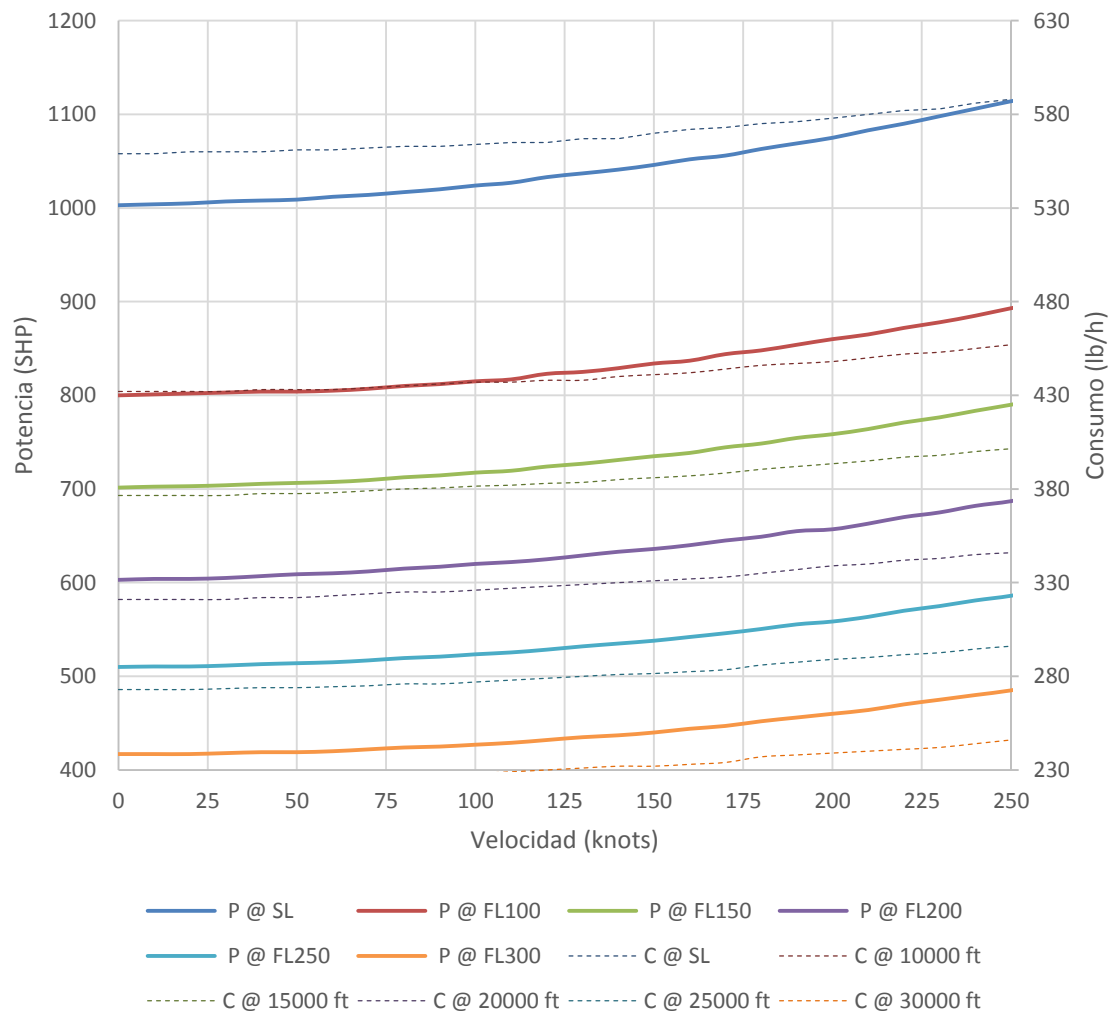
www.honeywell.com

N61-0346-000-001

April 2006

© 2006 Honeywell International Inc.

Honeywell



Honeywell

ANEXO C – CÓDIGO DE MATLAB PARA DETERMINACIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE LIFT

```

clc
clear
N = 9; % (number of segments - 1)
S = 53.88376; % m^2
AR = 10.5; % Aspect ratio
lambda = 0.1; % Taper ratio
alpha_twist = 0.1; % Twist angle (deg)
i_w = 0.1; % wing setting angle (deg)
a_2d = 4,5037 ; % lift curve slope (1/rad)
alpha_0 = -1.45; % zero-lift angle of attack (deg)
b = sqrt(AR*S); % wing span (m)
MAC = S/b; % Mean Aerodynamic Chord (m)
Croot = (1.5*(1+lambda)*MAC)/(1+lambda+lambda^2); % root chord (m)
theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
alpha=i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w; % segment's angle of attack
z = (b/2)*cos(theta);
c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % Mean Aerodynamics Chord at
each segment (m)
mu = c * a_2d / (4 * b);
LHS = mu .* (alpha-alpha_0)/57.3; % Left Hand Side
% Solving N equations to find coefficients A(i):
for i=1:N
    for j=1:N
        B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) /
sin(theta(i)));
    end
end
A=B\transpose(LHS);
for i = 1:N
    sum1(i) = 0;
    sum2(i) = 0;
    for j = 1 : N
        sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
        sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
    end
end
CL = 4*b*sum2 ./ c;
CL1=[0 CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9)];
y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9)];
plot(y_s,CL1,'-o')
grid
title('Lift distribution')
xlabel('Semi-span location (m)')
ylabel ('Lift coefficient')
CL_wing = pi * AR * A(1)

```